



ITS

Institut
Teknologi
Sepuluh Nopember

TUGAS AKHIR - TM 141585

OPTIMASI TOPOLOGI PADA GEOMETRI FRAME “IMPULSE RC ALIEN 4 INCH” RACING QUADCOPTER DENGAN MATERIAL POLYLACTIC ACID HASIL 3D PRINTING

Imang Eko Saputro
NRP 02111440000034

Dosen Pembimbing
Alief Wikarta ST., MSc.Eng. Ph.D

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2018



TUGAS AKHIR - TM 141585

**OPTIMASI TOPOLOGI PADA GEOMETRI FRAME
“IMPULSE RC ALIEN 4 INCH” RACING
QUADCOPTER DENGAN MATERIAL
POLYLACTIC ACID HASIL 3D PRINTING**

Imang Eko Saputro
NRP 02111440000034

Dosen Pembimbing
Alief Wikarta, ST., M.Sc.Eng., Ph.D.

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2018



TUGAS AKHIR - TM 141585

**TOPOLOGY OPTIMIZATION ON GEOMETRY OF
3D PRINTED “IMPULSE RC ALIEN 4 INCH”
RACING QUADCOPTER FRAME WITH
POLYLACTIC ACID MATERIAL**

Imang Eko Saputro
NRP 02111440000034

Supervisor Lecturer
Alief Wikarta, ST., M.Sc.Eng., Ph.D.

MECHANICAL ENGINEERING DEPARTMENT
Faculty of Industrial Technology
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya
2018

OPTIMASI TOPOLOGI PADA GEOMETRI FRAME “IMPULSE RC ALIEN 4 INCH” RACING QUADCOPTER DENGAN MATERIAL POLYLACTIC ACID HASIL 3D PRINTING

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Program Studi S-1 Departemen Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

IMANG EKO SAPUTRO

NRP. 02111440000034

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Alief Wikarta, ST., M.Sc.Eng., Ph.D. (Pembimbing)
NIP. 198202102006041002
2. Ir. Julendra Bambang Ariatedja, MT (Penguji I)
NIP. 196807061999031004
3. Ari Kurniawan Saputra, ST., MT. (Penguji II)
NIP. 198604012015041001
4. Latifah Nurahmi, ST., MSc., Ph.D (Penguji III)
NIP. 1986201712037

SURABAYA

JULI, 2018

OPTIMASI TOPOLOGI PADA GEOMETRI FRAME “IMPULSE RC ALIEN 4 INCH” RACING QUADCOPTER DENGAN MATERIAL POLYLACTIC ACID HASIL 3D PRINTING

Nama Mahasiswa : Imang Eko Saputro
NRP : 02111440000034
Departemen : Teknik Mesin FTI-ITS
Desen Pembimbing : Alief Wikarta ST., MSc.Eng. Ph.D

ABSTRAK

Racing quadcopter adalah UAV jenis *quadcopter* yang didesain memiliki kecepatan sangat tinggi. Sehingga *frame racing quadcopter* umumnya dari material karbon fiber yang terkenal ringan dan sangat kaku. Tapi sangat mahal harganya, sehingga perlu adanya alternatif material lain seperti *polylactic acid (PLA)*. Namun *frame* dari *PLA* harus melalui proses optimasi untuk mendapatkan keringanan dan kekakuan yang relatif sama dengan *frame* dari karbon fiber. Salah satu metode optimasi struktural yang dapat digunakan adalah optimasi topologi. Meskipun metode ini menghasilkan detail geometri yang cukup kompleks sehingga sulit untuk manufaktur konvensional, tapi dengan berkembangnya teknologi *additive manufacturing* atau *3D printing*, geometri yang kompleks tidak lagi menjadi masalah. Tujuan dari penelitian ini untuk mengetahui hasil simulasi tegangan dan deformasi total dari *racing quadcopter* dengan *frame* karbon fiber, *frame PLA*, *frame PLA* setelah dioptimasi topologi, dan juga hasil realisasi desain akhir dengan *3D printing*.

Tahapan pada penelitian ini terdiri dari proses pemodelan *quadcopter*, simulasi tahap awal menggunakan simulasi *static structural* dengan *software* elemen hingga yang meliputi pendefinisian model, *meshing*, *set up constraint*, dan analisis hasil.

Lalu dilanjutkan dengan simulasi optimasi topologi terhadap *frame* dengan massa *retain* 50%, 60%, 70%, dan 80% untuk kemudian dilakukan desain ulang pada keempat model tersebut. Setelah itu simulasi tahap akhir dengan metode yang sama dengan simulasi tahap awal untuk keempat model *frame* hasil desain ulang, dan kemudian analisis hasil akhir dilakukan untuk menentukan “desain terbaik”. Selanjutnya realisasi model dengan menggunakan *3D printer*, uji coba model secara langsung di lapangan, dan evaluasi hasil.

Simulasi tahap awal didapatkan bahwa *existing frame* memiliki massa total dan deformasi total maksimum standar berturut-turut 74,13 gram dan 0,14678 mm. Jika mengganti material *existing frame* dengan *PLA*, maka ketebalan tiap komponen *frame* harus diperbesar hingga dua kali untuk mencapai deformasi total maksimum standar. Topologi dengan massa *retain* 80%, 70%, 60%, dan 50% menghasilkan massa berturut-turut 87,88, 82,27, 74,11, 67,85 gram dengan deformasi total maksimum berturut-turut 0,13318, 0,14106, 0,1463, 0,20839 mm sehingga desain “terbaik” adalah desain ulang dengan massa *retain* 60%. Realisasi terhadap desain ini dapat dilakukan dan berhasil diuji coba meski dengan beberapa evaluasi.

Kata Kunci: *UAV, Frame, Quadcopter, Polylactic Acid, Optimasi Topologi, Additive Manufacturing, 3D Printing, meshing, retain, Elemen Hingga*

**TOPOLOGY OPTIMIZATION ON GEOMETRY OF 3D
PRINTED “IMPULSE RC ALIEN 4 INCH” RACING
QUADCOPTER FRAME WITH POLYLACTIC ACID
MATERIAL**

Name	: Imang Eko Saputro
NRP	: 02111440000034
Department	: Mechanical Engineering
Supervisor Lecturer	: Alief Wikarta ST., MSc.Eng. Ph.D

ABSTRACT

The racing quadcopter is kind of UAV which is designed for high speed. Frame of racing quadcopter is generally manufactured from carbon fiber material because of its light-weightiness and stiffness, however, it is very expensive. So alternative material, like polylactic acid (PLA) is significantly considered. However polylactic acid frame needs some optimization process to reach relatively same mass and stiffness with the carbon fiber one. One of the structural optimization methods that can be used to solve this case is topology optimization. Although this method will devise very complex details in geometry which is difficult for conventional manufacturing, however, the development of additive manufacturing technology nowadays has changed the complex-geometry structures models as a piece of cake. The purposes of this research are obtaining stress and total deformation simulation result of the racing quadcopter with carbon fiber frame, PLA frame, PLA frame after optimization and also manufacturing “best design” frame using the 3D printer.

Stages of the research are started from the quadcopter modeling process, initial simulation using the static structural simulation of finite element software which is consists of model defining, meshing, setting up constraint, and analysis of results. Continued by topology optimization simulation with varying retain mass on 50%, 60%, 70%, and 80% then redesigning those four

models. The next stage is the final simulation on the after-redesigning models using the same method as the initial simulation, then the final analysis is established to achieve “The best design”. The last stage is model manufacturing using 3D printer, field testing, and result evaluation.

The initial simulation show that the existing frame has standard total mass and maximum total deformation 74.13 gram and 0,14678 mm respectively. If the material is changed to polylactic acid, doubling the thickness of each frame component is needed to reach the standard maximum total deformation. Topology optimization for retain mass 80%, 70%, 60%, and 50% produce total mass 87.88, 82.27, 74.11, 67.85 gram respectively and maximum total deformation 0.13318, 0.14106, 0.1463, 0.20839 mm respectively, so “The best design” is achieved from establishing redesign of 60% retain mass. Then both “The best design” manufacturing and field testing are done well although with some evaluations.

Keywords: UAV, Frame, Quadcopter, Polylactic Acid, Topology Optimization, Additive Manufacturing, 3D Printing, Meshing, Retain, Finite Element

KATA PENGANTAR

Puji Syukur kehadiran Allah SWT yang telah melimpahkan nikmat kesehatan dan motivasi sehingga laporan penelitian tugas akhir ini dapat terselesaikan dengan baik. Pada kesempatan ini penulis juga ingin menyampaikan ucapan terima kasih kepada beberapa pihak yang membantu penyusunan laporan ini, yaitu:

1. Orang tua penulis, yaitu Bapak Suyitno Afandi dan Ibu Hardiyanti atas semua doa-doanya dan selalu menjadi alasan penulis hingga sampai di tahap ini.
2. Bapak Alief Wikarta, ST., M.Sc.Eng., Ph.D. selaku dosen pembimbing tugas akhir penulis yang punya andil sangat besar atas tersusunnya laporan penelitian tugas akhir ini.
3. Bapak Ir. Julendra Bambang Ariatedja, MT., Bapak Ari Kurniawan Saputra, ST., MT., Bapak Achmad Syaifudin, ST, M.Eng, PhD., Ibu Latifah Nurahmi, ST., MSc., Ph.D., Ibu Dinny Harnany, ST, MSc., dan M. Khoirul Effendi, ST, MSc.Eng atas semua masukan pada penelitian tugas akhir ini
4. Prof. Dr. Ir. Djatmiko Ichsani, M.Eng selaku dosen wali penulis atas motivasi dan bimbingannya selama empat tahun ini.
5. Mas Diyan, Mas Fahrizal, Mas Faisol, Mas Ismail, dan Mbak Vemba sebagai teman seperjuangan dalam penelitian tugas akhir ini.
6. Mas Wicak atas semua ilmu tentang *racing quadcopter* dan kesediaannya untuk sangat direpotkan.

7. Wibi dan Rifai yang selalu menjadi teman berdiskusi yang sangat menarik.
8. Teman-teman Laskar Perpan dan Laboratorium Mekanika Benda Padat yang selalu menemani penulis dalam penyusunan laporan penelitian tugas akhir ini.
9. Teman-teman M57 atas semua kenangan-kenangan tak ternilai selama empat tahun ini.
10. Dan semua pihak yang telah membantu kelancaran penyusunan laporan tugas akhir ini yang tidak dapat penulis sebutkan satu per satu.

Penulis menyadari bahwa laporan penelitian tugas akhir ini masih banyak kekurangan. Sehingga saran dan masukan terhadap laporan penelitian tugas akhir ini sangat penulis harapkan.

Surabaya, Juli 2018

Penulis

DAFTAR ISI

ABSTRAK.....	i
ABSTRACT.....	iii
KATA PENGANTAR	v
DAFTAR ISI.....	vii
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR TABEL	xv
BAB 1 PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	4
1.3 Batasan Masalah.....	4
1.4 Tujuan Penelitian.....	5
1.5. Manfaat Penelitian.....	5
1.6. Sistematika Laporan	6
BAB II DASAR TEORI DAN KAJIAN PUSTAKA	7
2.1 Dasar Teori.....	7
2.1.1 Quadcopter.....	7
2.1.1.2 Dinamika <i>Quadcopter</i>	10
2.1.2 Optimasi Desain	13
2.1.3 Metode Elemen Hingga	15
2.1.4 Addictive Manufacturing	18
2.1.5 Material Polylactic Acid.....	20
2.1.6 Mekanika Kekuatan Material	22
2.1.6.1 Teori Tegangan.....	22
2.1.6.2 Factor of Safety	24
2.1.6.3 Teori Kegagalan Material	25
2.2 Kajian Pustaka.....	26

2.2.1 Rancang Bangun <i>Unmanned Aerial Vehicle (UAV)</i> Empat Baling-baling (<i>Quadcopter-Helicopter</i>).....	26
2.2.2 <i>Quadcopter – An Unmanned Aerial Vehicle</i>	28
2.2.3 <i>Design Principles of Large Quadrotor for Practical</i> <i>Aplication</i>	29
2.2.4 <i>Systematic Design and Implementation of a micro</i> <i>unmanned aerial vehicle</i>	31
2.2.5 <i>Design Optimization of A Quad-rotors capable of</i> <i>Autonomous Flight</i>	33
2.2.6 <i>Design of Quadcopter and Fabrication</i>	34
2.2.7 Optimasi Topologi pada <i>Overhead Crane Box</i> <i>Girder Kapasitas 5TX23M dengan Menggunakan</i> <i>Software Elemen Hingga</i>	35
BAB III METODOLOGI PENELITIAN	39
3.1 Diagram Alir Penelitian.....	39
3.1.1 Studi Literatur	40
3.1.2 Perancangan	40
3.1.3 Simulasi Tahap Awal	42
3.1.3.1 Pendefinisian model.....	42
3.1.3.2 Proses <i>meshing</i>	43
3.1.3.3 Proses <i>set up</i>	43
3.1.3.4 Uji Konvergensi.....	47
3.1.3.5 Analisis hasil simulasi	49
3.1.4 Optimasi Topologi dan Desain Ulang	51
3.1.5 Analisis Simulasi Tahap Akhir	52
3.1.6 Realisasi dan Uji Coba Hasil Desain Akhir	52

3.2 Evaluasi Hasil dan Kesimpulan Penelitian	55
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN	57
4.1 Hasil Simulasi Tahap Awal	57
4.1.1 Hasil Simulasi <i>Existing Frame</i> Karbon Fiber.....	57
4.1.2 Hasil Simulasi <i>Existing Frame</i> Polylactic Acid	59
4.1.3 Hasil Simulasi <i>Frame Polylactic Acid</i> dengan Faktor Penambahan Ketebalan (K)	62
4.2 Hasil Simulasi Optimasi Topologi.....	66
4.2.1 Hasil Simulasi Optimasi Topologi dan <i>Redesain</i> untuk Massa <i>Retain</i> 80%.....	67
4.2.2 Hasil Simulasi Optimasi Topologi dan <i>Redesain</i> untuk Massa <i>Retain</i> 70%.....	68
4.2.3 Hasil Simulasi Optimasi Topologi dan <i>Redesain</i> untuk Massa <i>Retain</i> 60%.....	69
4.3 Hasil Simulasi Tahap Akhir	71
4.3.1 Hasil Simulasi Tahap Akhir pada Model <i>Frame</i> dengan Massa <i>Retain</i> 80%.....	71
4.3.2 Hasil Simulasi Tahap Akhir pada Model <i>Frame</i> dengan Massa <i>Retain</i> 70%.....	73
4.3.3 Hasil Simulasi Tahap Akhir pada Model <i>Frame</i> dengan Massa <i>Retain</i> 60%.....	74
4.3.4 Hasil Simulasi Tahap Akhir pada Model <i>Frame</i> dengan Massa <i>Retain</i> 50%.....	75
4.4 Analisis Hasil Simulasi.....	77
4.4.1 Analisis Hasil Simulasi Tahap Awal.....	77
4.4.2 Analisis Hasil Simulasi Optimasi Topologi	81
4.4.3 Analisis Hasil Simulasi Tahap Akhir	81
4.5 Hasil Realisasi dan Uji Coba Desain Akhir	85

4.5.1 Hasil Realisasi Desain Akhir.....	85
4.5.2 Uji Coba Desain.....	88
4.5.3 Analisis Hasil Akhir.....	89
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN	91
5.1 Kesimpulan.....	91
5.2 Saran.....	92
DAFTAR PUSTAKA.....	93
LAMPIRAN.....	93
BIODATA PENULIS.....	93

DAFTAR GAMBAR

Gambar 1.1 “Impulse RC Alien 4 inch” racing quadcopter	4
Gambar 2.1 Ilustrasi variasi pergerakan pada <i>quadcopter</i> dengan <i>frame</i> bentuk “+”	8
Gambar 2.2 Contoh desain <i>frame quadcopter</i> berbentuk (a) “+” (b) “X” dan (c) “H”	8
Gambar 2.4 <i>Free-body diagram</i> terhadap sumbu <i>yaw</i> (Ψ), <i>roll</i> (Φ), dan <i>pitch</i> (θ)	11
Gambar 2.5 Diagram alir proses optimasi desain	12
Gambar 2.6 Contoh dari structural optimization dengan metode (a) Sizing optimization (b) Shape optimization, dan (c) Topology optimization.....	14
Gambar 2.7 Klasifikasi metode yang umum digunakan	15
Gambar 2.8 (a) domain dua dimensi umum pada permasalahan nilai batas $\phi(x,y)$ (b) tiga titik elemen hingga yang didefinisikan di dalam domain (c) elemen-elemen tambahan yang menunjukkan sebuah bagian dari <i>mesh</i> elemen hingga pada domain	16
Gambar 2.9 (a) <i>meshing</i> domain batas melengkung yang dimodelkan dengan elemen-elemen kotak yang berjumlah 41 elemen (b) <i>fine meshing</i> domain batas melengkung yang dimodelkan dengan elemen-elemen kotak yang berjumlah 192 elemen	17
Gambar 2.10 Komponen logam halus yang didesain oleh Bathseba Grossman	19
Gambar 2.11 Teknologi additive manufacturing dengan metode Fused Deposition Modelling (FDM) (EPMA, 2013) .	20
Gambar 2.12 Rangkaian susunan rantai molekul pada <i>lactic acid</i> atau <i>2-hydroxypropanoic acid</i>	21
Gambar 2.13 (a) Ilustrasi gaya yang bekerja pada suatu struktur (b) Ilustrasi orientasi sumbu masing-masing tegangan.....	23
Gambar 2.14 Bentuk akhir dari rancangan <i>quadcopter</i>	27
Gambar 2.15 Salah satu bagian <i>frame quadcopter</i> yang disimulasikan dengan <i>software</i> berbasis elemen hingga CATIA	27

Gambar 2.16 Hasil tegangan <i>frame quadcopter</i> dengan simulasi <i>software ANSYS</i>	29
Gambar 2.17 (a) Desain <i>frame quadcopter</i> dan (b) Pengujian terbang <i>X-4 Flyer Mark III</i>	30
Gambar 2.18 Model <i>micro quadrotor</i> yang digunakan dalam penelitian.....	32
Gambar 2.19 Variasi bentuk Penampang	32
Gambar 2.20 Gambar <i>frame quadrotor</i> setelah dimanufaktur dengan <i>3D printer</i>	33
Gambar 2.21 Model <i>frame quadcopter</i> yang digunakan penulis (a) dalam CAD dan (b) setelah fabrikasi.....	34
Gambar 2.22 Hasil simulasi salah satu bagian <i>frame</i> dengan menggunakan <i>software PATRAN</i>	35
Gambar 2.23 Hasil simulasi komponen dengan menggunakan <i>software</i> berbasis elemen hingga (a) sebelum dioptimasi dan (b) setelah dioptimasi dengan <i>retain 70%</i>	37
Gambar 3.1 Diagram alir metodologi penelitian.....	39
Gambar 3.2 (a) Model <i>quadcopter</i> beserta komponen elektronika (b) Bagian-bagian dari <i>frame quadcopter</i>	42
Gambar 3.3 Gambar posisi tumpuan model	44
Gambar 3.4 Gambar diagram benda bebas dinamis <i>quadcopter</i>	45
Gambar 3.5 Gambar pembebanan statis pada <i>frame</i>	46
Gambar 3.6 (a) Titik Uji Konvergensi (b) Grafik hasil uji konvergensi pada beberapa variasi bentuk <i>mesh</i>	48
Gambar 3.7 (a) Bentuk <i>meshing 4</i> (b) Kualitas elemen pada bentuk <i>meshing 4</i>	49
Gambar 3.8 Hasil simulasi <i>existing frame</i> dengan bentuk <i>meshing 4</i> : (a) Distribusi tegangan <i>von-misses</i> (b) Distribusi total deformasi pada model	50
Gambar 3.9 Diagram alir proses simulasi tahap awal pada (a) <i>existing frame</i> karbon fiber dan (b) <i>polylactic acid frame</i>	50
Gambar 3.10 Diagram alir proses optimasi topologi	52
Gambar 3.11 Gambar <i>3D printer Prusa I4 Sunhokey</i> sedang melakukan <i>printing</i>	53
Gambar 3.12 Gambar spesifikasi <i>3D printer Prusa I4 Sunhokey</i>	54
Gambar 3.13 Gambar pendefinisian model dengan	

<i>software</i>	54
Gambar 3.14 Gambar proses <i>set up printer</i>	55
Gambar 3.15 Gambar lengan <i>quadcopter 3D printing</i> dengan material <i>polylactic acid</i>	55
Gambar 4.1 Nilai gaya reaksi pada tumpuan hasil simulasi	58
Gambar 4.2 Model existing frame <i>polylactic acid</i>	59
Gambar 4.3 Gambar grafik uji konvergensi pada <i>existing frame polylactic acid</i>	60
Gambar 4.4 (a) Bentuk <i>meshing 4</i> (b) Kualitas elemen pada <i>meshing 4</i>	61
Gambar 4.5 Hasil simulasi <i>existing frame polylactic acid</i> : (a) Distribusi tegangan <i>von-misses</i> (b) Deformasi total	62
Gambar 4.6 Model <i>existing frame polylactic acid</i> dengan $K = 1,5$	62
Gambar 4.7 Hasil simulasi (a) Tegangan <i>von-misses</i> (b) Deformasi total pada <i>frame polylactic acid</i> dengan $K=1,5$	64
Gambar 4.8 Hasil simulasi (a) Tegangan <i>von-misses</i> (b) Deformasi total pada <i>frame polylactic acid</i> dengan $K=2$	65
Gambar 4.9 Bagian <i>design region</i> dan <i>exclusion region</i> pada model yang akan dioptimasi	66
Gambar 4.10 Hasil optimasi topologi pada <i>frame</i> dengan massa <i>retain 80%</i>	67
Gambar 4.11 Hasil <i>redesain</i> pada <i>frame</i> dengan massa <i>retain 80%</i>	67
Gambar 4.12 Hasil optimasi topologi pada <i>frame</i> dengan massa <i>retain 70%</i>	68
Gambar 4.13 Hasil <i>redesain</i> pada <i>frame</i> dengan massa <i>retain 70%</i>	68
Gambar 4.14 Hasil optimasi topologi pada <i>frame</i> dengan massa <i>retain 60%</i>	69
Gambar 4.15 Hasil <i>redesain</i> pada <i>frame</i> dengan massa <i>retain 60%</i>	69
Gambar 4.16 Hasil optimasi topologi pada <i>frame</i> dengan massa <i>retain 50%</i>	70
Gambar 4.17 Hasil <i>redesain</i> pada <i>frame</i> dengan massa <i>retain 50%</i>	71

Gambar 4.18 Hasil simulasi (a) Tegangan <i>von-misses</i> dan (b) Deformasi total pada <i>frame polylactic acid</i> setelah dioptimasi dengan massa <i>retain</i> 80%	72
Gambar 4.19 Hasil simulasi (a) Tegangan <i>von-misses</i> dan (b) Deformasi total pada <i>frame polylactic acid</i> setelah dioptimasi dengan massa <i>retain</i> 70%	74
Gambar 4.20 Hasil simulasi (a) Tegangan <i>von-misses</i> dan (b) Deformasi total pada <i>frame polylactic acid</i> setelah dioptimasi dengan massa <i>retain</i> 60%	75
Gambar 4.21 Hasil simulasi (a) Tegangan <i>von-misses</i> dan (b) Deformasi total pada <i>frame polylactic acid</i> setelah dioptimasi dengan massa <i>retain</i> 50%	76
Gambar 4.22 Grafik hubungan tegangan maksimum dengan faktor penambahan ketebalan	77
Gambar 4.23 Geometri penampang struktur yang berbentuk persegi panjang	78
Gambar 4.24 Grafik hubungan deformasi total maksimum dengan faktor penambahan ketebalan	79
Gambar 4.25 Grafik hubungan massa setelah optimasi dan setelah redesain terhadap massa <i>retain</i>	80
Gambar 4.26 Grafik hubungan tegangan maksimum dengan massa <i>retain</i>	82
Gambar 4.27 Grafik hubungan deformasi total maksimum dengan massa <i>retain</i>	83
Gambar 4.28 (a) <i>Existing Frame</i> (b) <i>Frame</i> desain akhir dengan <i>3D printing</i>	86
Gambar 4.29 Terdapat lubang-lubang kecil pada sekitar semua lubang pada <i>frame</i>	87
Gambar 4.30 <i>Assembly frame</i> dengan komponen-komponen elektronika	88
Gambar 4.31 <i>Racing quadcopter</i> saat diuji coba <i>hovering</i>	88
Gambar 4.32 Kondisi dudukan baut-mur motor setelah diuji coba	89

DAFTAR TABEL

Gambar 1.1 “Impulse RC Alien 4 inch” racing quadcopter	4
Tabel 2.1 Katalog sifat mekanik material <i>3d printing</i> <i>polylactic acid (PLA)</i>	22
Tabel 2.2 Tabel komparasi hasil tegangan dan deformasi dengan variasi bentuk penampang	29
Tabel 3.1 Tabel data berat komponen <i>quadcopter</i>	41
Tabel 3.2 Tabel data besar pembebanan pada frame	46
Tabel 3.3 Tabel variasi bentuk <i>meshing</i>	47
Tabel 4.1 Tabel uji konvergensi pada <i>existing frame</i> <i>polylactic acid</i>	60
Tabel 4.2 Tabel hasil simulasi pada beberapa desain <i>frame</i>	65
Tabel 4.3 Tabel rangkuman hasil dari simulasi optimasi topologi	71
Tabel 4.4 Tabel rangkuman hasil dari simulasi tahap akhir	76
Tabel 4.5 Tabel perbedaan massa pada <i>software</i> dengan pengukuran langsung	87
Tabel 4.6 Tabel perbandingan spesifikasi <i>frame PLA</i> dengan <i>existing frame</i>	90

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) telah mengambil peran yang cukup penting di era sekarang. Kemampuannya yang dapat menjelajah di tempat-tempat yang tidak dapat dijangkau oleh manusia, membuat robot jenis ini semakin dikembangkan untuk tujuan yang bervariasi, seperti militer, pemetaan wilayah, navigasi, inspeksi di tempat-tempat ekstrim, pemadam kebakaran, mengantarkan barang ke tempat-tempat yang sulit diakses, hingga untuk sekedar sarana hiburan dan rekreasi. UAV sendiri saat ini sudah memiliki berbagai macam jenis dan dikelompokkan berdasarkan desain dan kegunaannya, salah satunya yang cukup terkenal adalah jenis *quadcopter*.

Quadcopter atau *quadrotors helicopter* adalah jenis UAV yang bermanuver terbang dan mendaratnya secara vertikal atau biasa disebut *Vertical Take-Off and Landing (VTOL)* UAV. Ciri-ciri dari UAV jenis ini adalah memiliki badan inti di tengah dan empat buah lengan yang sama panjang terhadap pusat massanya. Empat buah rotor yang dilengkapi dengan *propeller* dipasang di ujung lengan-lengan tersebut, untuk menghasilkan gaya *thrust* yang digunakan sebagai gaya angkat pesawatnya. Perbedaan *quadcopter* dengan UAV jenis VTOL lainnya adalah *quadcopter* menggunakan variabel gaya *thrust* dari masing-masing keempat rotornya untuk bermanuver naik, turun, dan bergerak ke segala arah (Sing P.,2015). Salah satu contoh dari jenis *quadcopter* ini adalah *racing quadcopter*, yaitu *quadcopter* yang didesain untuk dapat terbang dengan kecepatan tinggi. Saat ini menjadi jenis yang paling banyak diproduksi dan dikomersilkan, karena memang tujuannya sebagai sarana hiburan dan diperlombakan untuk diadu kecepatan terbangnya. Salah satu merk *racing quadcopter* yang beredar di pasaran adalah seperti pada gambar 1.1.

Salah satu bagian yang penting dalam *quadcopter* adalah *frame*, yang meliputi badan inti dan empat buah lengan. Bentuk

desain *frame* dan pemilihan material perlu diperhatikan untuk disesuaikan dengan kegunaan *quadcopter* itu sendiri. Misalkan saja untuk *racing quadcopter*, ada dua parameter yang perlu diperhatikan dalam mendesain *frame*, yang pertama *frame* harus seringan mungkin. Semakin ringan, maka energi yang dibutuhkan untuk memutar rotor semakin kecil. Sementara yang kedua, *frame* harus memiliki nilai kekakuan yang tinggi, sehingga deformasinya relatif kecil. Karena hal ini sangat berpengaruh pada kestabilan bermanuver *quadcopter* (www.diydrones.com). Hingga saat ini, jurnal-jurnal penelitian tentang *quadcopter* yang menganalisis secara khusus mengenai *frame* pada *quadcopter* masih sangat sedikit, jika dibandingkan dengan jurnal penelitian mengenai analisis sistem kendali dan kontrol pada *quadcopter*.

Beberapa peneliti yang secara khusus meneliti mengenai *frame* pada *quadcopter* antara lain seperti Kalpesh N. Shah, Bala J. Dut, dan Hardik Modh yang mempublikasikan hasil kerjanya mengenai desain *frame* pada *quadcopter* dan membandingkan hasil yang didapat secara teori, simulasi, dan tes dengan menggunakan variasi bentuk penampang lengan yang berbeda-beda. Lalu juga ada Paul Pounds dan Robert Mahony yang membuat rancang bangun *frame* pada *quadcopter* berukuran besar dengan total massa 4 kg dan mampu mengangkat beban seberat 1 kg. Kemudian Swee King Phang, Kun Li, Kok Hwa Yu, Ben M. Chen and Tong Heng Lee di dalam jurnalnya meneliti tentang desain dan konstruksi *quadcopter* mini dan menganalisis *frame* dengan variasi ketebalan dan bentuk penampang lengan yang berbeda-beda. Sementara itu, Antonio Di Cesar, Kyle Gustafon, dan Paul Lindenfelzer melakukan optimasi desain pada *frame* salah satu *quadcopter* yang sudah ada untuk mengurangi massa *frame* dan meningkatkan kinerja baterai. Anudeep, Diwakar, dan Ravi Katukam melakukan simulasi menggunakan salah satu *Software* elemen hingga untuk menganalisis salah satu desain *frame* dan memberikan kesimpulan mengenai distribusi tegangan pada *frame* tersebut. Muhammad Arifudin Lukmana juga melakukan Analisis dengan *software*

elemen hingga sekaligus merancang bangun *frame* yang kompatibel untuk *quadrotor-arducopter* berukuran sedang.

Membuat desain *frame* pada *quadcopter* yang ringan mungkin namun dengan kekuatan dan kekakuan yang baik, selalu disarankan oleh para peneliti *quadcopter* tersebut guna mengoptimalkan kinerja dari baterai. Terlebih lagi, jika itu adalah *racing quadcopter* yang mana faktor keringanan dan kekuatan menjadi salah satu faktor penentu dalam memenangkan perlombaan. Karena itu, material *frame* yang umum digunakan pada *racing quadcopter* adalah karbon fiber yang terkenal ringan namun kekuatannya sangat baik. Akan tetapi, karbon fiber juga memiliki kekurangan jika dibandingkan dengan jenis komposit lainnya, yaitu terkait harganya yang mahal dan juga proses manufaktur yang cukup sulit. Sehingga perlu juga untuk mempertimbangkan komposit-komposit jenis lainnya sebagai material *frame*, contohnya adalah *polylactic acid (PLA)*, walaupun tentunya harus melalui proses optimasi desain agar memiliki keringanan dan kekakuan yang relatif sama dengan karbon fiber.

Salah satu metode optimasi yang dapat digunakan adalah optimasi topologi. Optimasi topologi adalah metode optimasi struktur yang bertujuan untuk meminimalkan massa dan volume dengan menggunakan pendekatan distribusi tegangan pada suatu material dalam desain tertentu (Weck, 2004). Optimasi ini tidak merubah ukuran dan desain dasar dari suatu struktur, namun menghasilkan detail-detail geometri yang sangat kompleks. Sehingga seringkali hasil dari optimasi topologi ini sangat sulit untuk direalisasikan dengan cara manufaktur yang konvensional.

Namun dewasa ini, dengan berkembangnya teknologi *additive manufacturing* atau umum dikenal dengan *3D printing*, geometri yang kompleks tidak lagi menjadi hambatan. Hal ini dikarenakan metode dari *additive manufacturing* adalah dengan menggabungkan atau menambahkan material lapisan demi lapisan (*layer upon layer*) (EPMA, 2013). Oleh karena itu, banyak peneliti yang berpendapat bahwa teknologi *additive manufacturing* adalah “pasangan ideal” dari metode optimasi topologi



Gambar 1.1 “Impulse RC Alien 4 inch” racing quadcopter (www.impulserc.com)

1.2 Rumusan Masalah

Dari latar belakang tersebut, maka dirumuskan beberapa rumusan masalah sebagai berikut:

1. Bagaimana hasil analisis simulasi tegangan dan defleksi menggunakan software elemen hingga pada frame dari “Impulse RC Alien 4 inch” racing quadcopter?
2. Bagaimana hasil analisis simulasi tegangan dan defleksi menggunakan software elemen hingga pada frame racing quadcopter bermaterial polylactic acid sebelum dilakukan optimasi?
3. Bagaimana hasil analisis simulasi tegangan dan defleksi menggunakan software elemen hingga pada frame racing quadcopter bermaterial polylactic acid setelah dilakukan optimasi topologi dengan beberapa variasi massa retain?
4. Bagaimana hasil realisasi desain terpilih pada frame racing quadcopter bermaterial PLA dengan menggunakan 3D printer?

1.3 Batasan Masalah

Batasan masalah yang digunakan dalam penelitian tugas akhir ini adalah:

1. Referensi desain existing frame yang digunakan pada penelitian ini adalah frame dari “Impulse RC Alien 4 inch” racing quadcopter.
2. Material yang digunakan dalam penelitian ini adalah plastik jenis polylactic acid (PLA) yang dimanufaktur dengan cara 3D printing dan karbon fiber jenis 3K.

3. Alat 3D Printer yang digunakan pada penelitian ini adalah merk “Prusa I4 Sunhokey” dengan proses modelling menggunakan software “Ultimaker Cura”
4. Penelitian hanya meninjau saat quadcopter bergerak mendarat dengan percepatan tertentu dari kondisi hovering.
5. Analisis pembebanan dilakukan dengan cara simulasi static structural ANSYS 18 dengan pembebanan statis yang terdiri dari gaya berat dan gaya inersia dari komponen-komponen quadcopter.
6. Gaya gesek udara dan gaya yang ditimbulkan oleh angin diabaikan.

1.4 Tujuan Penelitian

Dari rumusan masalah tersebut, maka penelitian tugas akhir ini bertujuan sebagai berikut:

1. Mengetahui hasil simulasi tegangan dan defleksi menggunakan software elemen hingga pada frame dari “Impulse RC Alien 4 inch” racing quadcopter?
2. Mengetahui hasil analisis simulasi tegangan dan defleksi menggunakan software elemen hingga pada frame racing quadcopter bermaterial polylactic acid sebelum dilakukan optimasi.
3. Mengetahui hasil analisis simulasi tegangan dan defleksi menggunakan software elemen hingga pada frame racing quadcopter bermaterial polylactic acid setelah dilakukan optimasi topologi dengan beberapa variasi massa retain.
4. Mengetahui hasil realisasi desain terpilih pada frame racing quadcopter bermaterial PLA dengan menggunakan 3D printer.

1.5. Manfaat Penelitian

Manfaat dari penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Membantu mahasiswa dalam mengetahui dan memahami tentang komponen dasar sebuah UAV jenis quadcopter.
2. Membantu mahasiswa dalam mengetahui dan memahami tentang konsep dasar 3D printing dan contoh aplikasinya.
3. Sebagai sumbangsih pengembangan terhadap penelitian-penelitian sebelumnya mengenai frame dari UAV jenis quadcopter.
4. Data hasil pengujian dapat digunakan dan dijadikan sebagai referensi untuk penelitian sejenis selanjutnya.
5. Model 3D printing yang sudah dicetak langsung dapat digunakan untuk mengikuti perlombaan racing quadcopter

1.6. Sistematika Laporan

Sistematika Laporan terdiri dari 5 bab, dimana isi dari tiap bab berisi sebagai berikut:

Bab 1 Pendahuluan

Bab ini berisikan tentang latar belakang, rumusan masalah, batasan masalah, manfaat penelitian, dan sistematika penulisan.

Bab 2 Dasar Teori dan Kajian Pustaka

Bab ini berisi tentang dasar-dasar ilmu yang mendukung pengerjaan tugas akhir serta kajian pustaka terhadap jurnal-jurnal penelitian yang sejenis.

Bab 3 Metodologi Penelitian

Bab ini berisi tentang langkah-langkah yang dilakukan untuk memperoleh hasil yang diinginkan dalam penelitian ini, baik langkah-langkah permodelan dan langkah-langkah simulasi.

Bab 4 Hasil dan Pembahasan

Bab ini berisi tentang data-data hasil yang didapatkan dari langkah-langkah metodologi penelitian yang sudah dilakukan dan juga pembahasan mengenai data-data tersebut.

Bab 5 Kesimpulan dan Saran

Bab ini berisi mengenai rangkuman atas kesimpulan-kesimpulan yang didapat dari tujuan penelitian ini dan juga evaluasi terhadap hasil kesimpulan berikut saran yang dapat diberikan untuk penelitian-penelitian selanjutnya.

BAB II

DASAR TEORI DAN KAJIAN PUSTAKA

2.1 Dasar Teori

2.1.1 Quadcopter

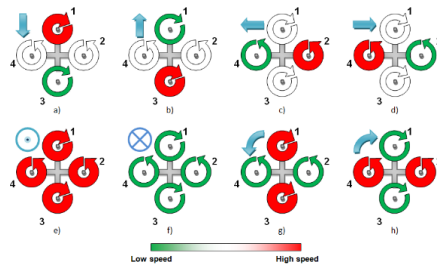
2.1.1.1 Desain *Quadcopter*

Quadcopter atau *quadrotor helicopter* adalah jenis UAV yang bermanuver terbang dan mendaratnya secara vertikal atau biasa disebut *Vertical Take-Off and Landing (VTOL) UAV*. Ciri-ciri dari UAV jenis ini adalah memiliki badan inti di tengah dan empat buah lengan yang sama panjang terhadap pusat massanya. Empat buah rotor yang dilengkapi dengan *propeller* dipasang di ujung lengan-lengan tersebut, untuk menghasilkan gaya *thrust* yang digunakan sebagai gaya angkat pesawatnya. Perbedaan *quadcopter* dengan UAV jenis VTOL lainnya adalah *quadcopter* menggunakan variabel gaya *thrust* dari masing-masing keempat rotornya untuk bermanuver naik, turun, dan bergerak ke segala arah (Singh, 2015), seperti pada gambar 2.1.

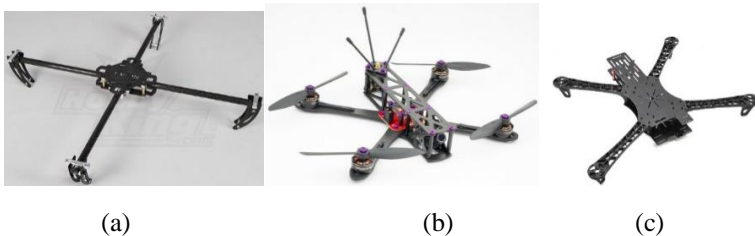
Komponen-komponen dasar yang harus ada pada *quadcopter*, antara lain *frame*, *flight controller*, papan distribusi daya, sensor, motor, *propeller*, *electric speed controller*, baterai, dan pengendali jarak jauh. Namun, seringkali para perancang *quadcopter* menambahkan beberapa komponen tambahan disesuaikan dengan fungsi *quadcopter* yang mereka rancang seperti kamera, laser, dan lain-lain.

Frame adalah pembentuk konstruksi dasar dari sebuah *quadcopter*. Ciri khas dari *frame quadcopter* ini adalah memiliki badan inti di tengah dan empat buah lengan yang sama panjang terhadap pusat massanya. Ada tiga parameter yang perlu diperhatikan dalam mendesain *frame*, yaitu *frame* harus memiliki desain yang ramping dan pusat massa serendah mungkin, harus didesain mempunyai berat ringan mungkin, dan *frame* cukup kuat sehingga deformasinya relatif kecil. Hal ini dimaksudkan agar *quadcopter* tetap stabil saat terbang namun tidak memakan banyak energy (Akhsat dkk, 2015). Ada tiga jenis bentuk *frame* pada

quadcopter, yang pertama adalah *frame* berbentuk “+”, yang kedua *frame* berbentuk “x” dan ketiga *frame* berbentuk “H”. *Frame* berbentuk “+” digunakan untuk *quadcopter* yang memerlukan kestabilan yang baik, contohnya *quadcopter* untuk pemetaan dan navigasi (Gambar 2.2a). Sedangkan *frame* berbentuk “x” digunakan untuk *quadcopter* yang berfokus pada kecepatan terbang, seperti *racing quadcopter* (gambar 2.2b). dan *frame* berbentuk “H” adalah optimasi antara kestabilan dan kecepatan, biasanya digunakan pada *quadcopter* untuk mata-mata atau tujuan militer (Gambar 2.2c). Material yang digunakan cukup beragam mulai dari alumunium, *fiber glass*, plastik, karbon fiber, dan lain-lain (www.diydrones.com).



Gambar 2.1 Ilustrasi variasi pergerakan pada *quadcopter* dengan *frame* bentuk “+” (Lukmana dan Nurhadi, 2015)



Gambar 2.2 Contoh desain *frame quadcopter* berbentuk (a) “+” (b) “X” dan (c) “H” (www.diydrones.com)

Flight controller berperan sebagai otak dari *maneuver* yang dilakukan oleh *quadcopter*. Ada beberapa jenis *flight controller* yang dapat digunakan pada *quadcopter*, namun yang cukup terkenal adalah Ardupilot Mega. *Flight controller* yang dikembangkan oleh Chris Anderson dan Jordi Munoz ini memang secara khusus digunakan untuk UAV, sehingga penggunaannya relatif mudah.

Ada berbagai macam sensor yang dapat dipasang pada *quadcopter*, antara lain seperti *accelerometer* untuk mendeteksi jumlah akselerasi/percepatan, kecepatan, dan jarak tempuh, *barometer* untuk mengukur tekanan atmosfer. Ada juga giroskop untuk mengukur atau menjaga orientasi, berdasarkan prinsip dari momentum anguler. Kemudian ada *Global Positioning System (GPS)* untuk navigasi berbasis sistem satelit yang menyediakan informasi lokasi dan waktu. Lalu juga ada SONAR (*Sound Navigation and Ranging*) berfungsi untuk mendeteksi jarak antara *quadcopter* dengan tanah

Motor yang biasa digunakan pada *quadcopter* adalah motor DC *brushless*, yaitu motor yang dialiri arus searah dan memiliki sistem komutator elektronik. Pemilihan ukuran motor biasanya disesuaikan dengan panjang *propeller* yang akan digunakan.

Electronic Speed Controller atau kendali kecepatan elektronik ada sebuah sirkuit elektronik dengan tujuan untuk memvariasi kecepatan motor listrik dan arahnya. Selain itu juga bisa berfungsi sebagai rem dinamis.



Gambar 2.3 Rangkaian komponen dasar *racing quadcopter* (www.diydrones.com)

Papan distribusi Daya berfungsi sebagai pembagi daya dari baterai untuk ditransferkan ke *electronic speed controller* dengan jumlah yang berbeda-beda disesuaikan dengan seberapa besar putaran motor yang diinginkan.

Kendali jarak jauh (*Remote Control*) merupakan sistem pengendalian jarak jauh dengan gelombang radio berfrekuensi 2,4 Giga Hertz. *Remote Control* ini biasa digunakan untuk aeromodelling (pesawat terbang dan helikopter). Sistem pengendalian jarak jauh dengan menggunakan *Remote Control* terdiri dari 2 unit, pengirim (*transmitter*) dan penerima (*receiver*).

Semua komponen ini dirangkai menjadi satu dengan rangkaian elektronika seperti pada gambar 2.3 berikut ini

2.1.1.2 Dinamika *Quadcopter*

Saat *quadcopter* beroperasi, *frame* pada *quadcopter* akan terkena beberapa pembebanan sebagai berikut (*free-body diagram* dapat dilihat pada gambar 2.4).

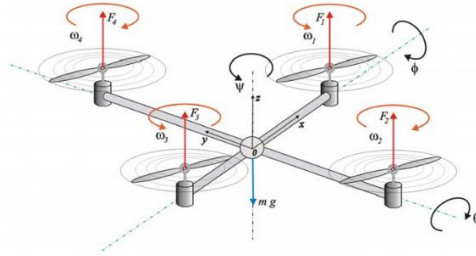
1. Gaya *thrust* yang dihasilkan oleh *propeller*

Propeller menghasilkan gaya *thrust* untuk menjaga *quadcopter* tetap terbang. Dengan konsep kekekalan energi, kita tahu bahwa energi yang rotor hasilkan dalam periode tertentu adalah sama dengan gaya yang dihasilkan pada *propeller* dikali dengan jarak udara yang dipindahkan ($P \cdot dt = T \cdot dx$). Sehingga daya rotor adalah sama dengan (Hystad, 2015).

$$P = F \frac{dx}{dt} = Fv_h \dots \dots \dots (2.1)$$

Asumsikan bahwa kecepatan aliran bebas (v_∞) adalah nol (udara di sekitar lingkungan relatif diam terhadap *quadcopter*). Teori momentum memberikan kita persamaan untuk kecepatan melayang sebagai fungsi gaya *thrust*

$$v_h = \sqrt{\frac{F}{2\rho A}} \dots \dots \dots (2.2)$$



Gambar 2.4 *Free-body diagram* terhadap sumbu yaw (Ψ), roll (Φ), dan pitch (θ) (Lukmana dan Nurhadi, 2015)

Dimana ρ adalah massa jenis udara sekitar dan A adalah luas area yang disapu oleh rotor. Dengan menggunakan persamaan 2.19 untuk daya, kita dapat menuliskan

$$P = \frac{K_v}{K_t} \tau \omega = \frac{K_v K_\tau}{K_t} F \omega = \frac{F^3}{\sqrt{2\rho A}} \dots \dots \dots (2.3)$$

Pada kasus umum, kita dapatkan bahwa $\tau = \vec{r} \times \vec{F}$, tapi di kasus ini torsi sebanding dengan gaya *thrust* dikali dengan konstanta K_τ yang ditentukan oleh parameter-parameter konfigurasi baling-baling. Selesaikan besar gaya *thrust* F , kita akan dapatkan bahwa gaya *thrust* sebanding dengan kuadrat dari kecepatan sudut rotor

$$F = \left(\frac{K_v K_\tau \sqrt{2\rho A}}{K_t} \omega \right)^2 = k \omega^2 \dots \dots \dots (2.4)$$

2. Torsi yang dihasilkan oleh propeller

Setiap rotor menghasilkan beberapa torsi terhadap sumbu yaw, roll, dan maupun pitch. Persamaan gaya drag dari dinamika fluida memberikan kita gaya gesek sebesar.

$$F_D = \frac{1}{2} \rho C_D A v^2 \dots \dots \dots (2.5)$$

Dimana ρ adalah massa jenis udara sekitar, A adalah luas referensi (luas penampang propeller, bukan luas area yang disapu oleh propeller), dan C_D adalah konstanta tidak berdimensi. Sehingga besar torsi karena gaya tersebut adalah

$$\tau_D = \frac{1}{2} R \rho C_D A v^2 = \frac{1}{2} R \rho C_D A (\omega R)^2 = b \omega^2 \dots \dots \dots (2.6)$$

Dimana ω adalah kecepatan sudut dari propeller, R adalah jari-jari dari propeller dan b adalah konstanta berdimensi.

3. Gaya berat

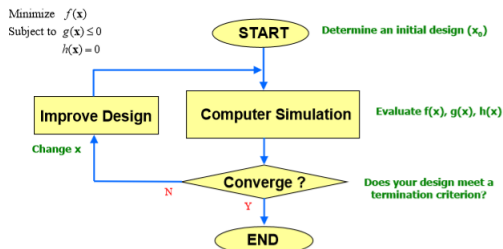
Merupakan gaya yang timbul karena adanya efek dari gravitasi bumi. Arahnya selalu ke bawah, sejajar dengan sumbu Z koordinat bumi. Gaya berat diformulasikan sebagai.

$$W = m \cdot g \dots \dots \dots (2.7)$$

Dimana g adalah percepatan gravitasi bumi ($9,81 \text{ m/s}^2$) dan m adalah massa total dari quadcopter.

4. Gaya karena inersia

Dalam hukum Newton II menyatakan bahwa setiap benda yang bergerak akan memiliki gaya inersia yang arahnya berlawanan dengan arah gerak benda tersebut. Tidak hanya berlaku pada linier, namun juga angular. Formulasinya adalah $m\ddot{x}$ ($\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$) untuk linier dan $J\ddot{\Omega}$ untuk angular. Dimana m adalah massa total quadcopter, a adalah percepatan linier, J momen inersia polar, dan $\ddot{\Omega}$ adalah percepatan putar propeller.



Gambar 2.5 Diagram alir proses optimasi desain (Weck, 2004)

2.1.2 Optimasi Desain

Optimasi desain merupakan proses pencarian atau pemilihan desain yang menjadi kriteria “desain terbaik” dan memenuhi batasan-batasan permintaan desain. Kriteria “desain terbaik” dikenal dengan sebutan *objective function*, dan batasan permintaan desain atau *design requirements* disebut dengan istilah *constraint*. Contoh *objective function* di dalam optimasi desain yang sering digunakan adalah seperti meminimalkan biaya produksi atau memaksimalkan efisiensi produksi. Secara matematis, proses optimasi desain dinyatakan sebagai berikut

$$\begin{array}{ll} \text{Minimize } f(x) & \\ \text{Subject to } g(x) \leq 0 & \\ h(x) = 0 & \dots\dots\dots(2.8) \end{array}$$

keterangan:

$f(x)$ = *objective function* yang akan diminimalkan
 $g(x)$ = *constraint* pertidaksamaan
 $h(x)$ = *constraint* persamaan
 x = variabel-variabel desain

Dewasa kini, semakin berkembang *software* komputer yang dapat membantu dalam komputasi optimasi desain tersebut. Dalam mendapatkan “desain terbaik” maka suatu desain harus melalui prosedur seperti gambar 2.5 (Weck, 2004).

Optimasi desain ini banyak diterapkan untuk mengoptimasi desain suatu struktur fisis atau biasa dikenal dengan sebutan optimasi struktur atau *structural optimization*. Ada tiga jenis metode *structural optimization* yang sering digunakan, yaitu *sizing optimization*, *shape optimization* dan *topology optimization*. Perbedaan dari ketiga metode optimasi ini didasarkan pada variabel yang digunakan saat melakukan optimasi.

Sizing Optimization

Sizing optimization atau optimasi ukuran merupakan salah satu jenis optimasi struktur yang berdasarkan pada variabel

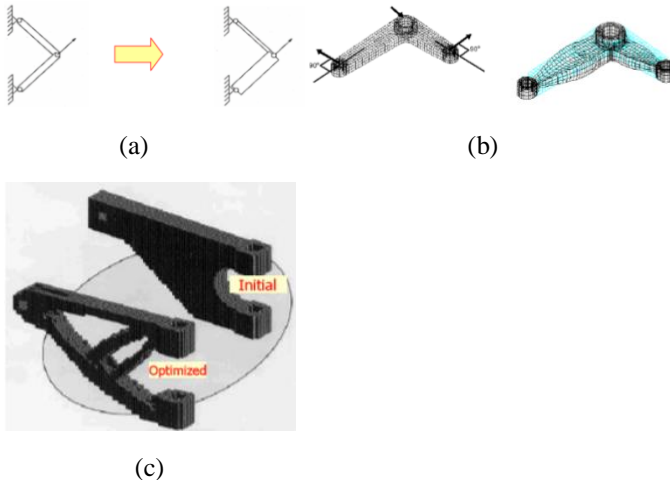
dimensi terhadap sumbu sumbu utama. Sehingga optimasi hanya pada ukuran panjang, lebar dan juga tebal, seperti pada gambar 2.6a.

Shape Optimization

Shape optimization atau optimasi bentuk merupakan salah satu jenis optimasi struktur yang berdasarkan pada variabel geometri melalui koordinat nodal elemen. Sehingga desain hasil yang didapati itu terdapat lengkungan lengkungan baru yang memiliki volume lebih kecil dari volume desain awal, seperti pada gambar 2.6b

Topology Optimization

Topology Optimization atau Optimasi Topologi merupakan salah satu jenis optimasi struktur yang bertujuan untuk menentukan desain yang optimal berdasarkan distribusi tegangan pada suatu material di dalam ruang desain tertentu. Variabel desain yang sering digunakan pada optimasi topologi adalah massa dan volume, seperti pada gambar 2.6c.

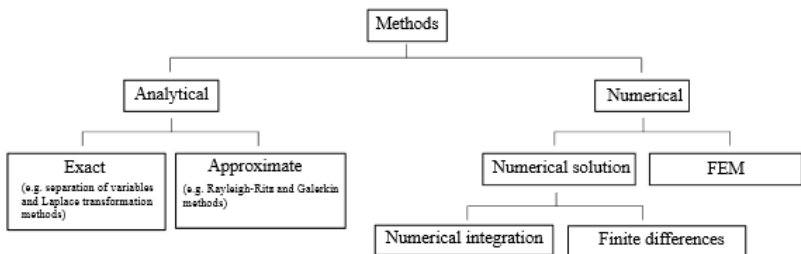


Gambar 2.6 Contoh dari structural optimization dengan metode (a) Sizing optimization (b) Shape optimization, dan (c) Topology optimization (Weck, 2004)

2.1.3 Metode Elemen Hingga

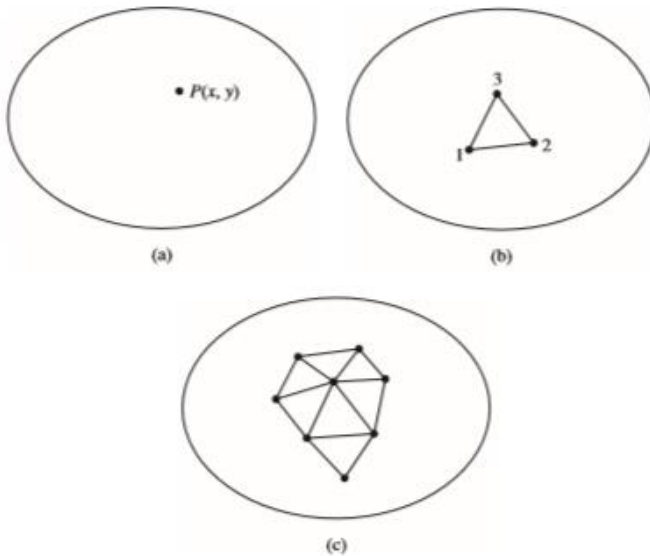
Dalam menganalisis dan untuk kemudian merumuskan solusi beberapa permasalahan *engineering*, katakanlah seperti elastisitas, aliran fluida, perpindahan panas, dan lain-lain, pada umumnya peneliti menggunakan metode-metode umum yang diklasifikasikan ke dalam gambar 2.7. Salah satunya disebut dengan *FEM* (*Finite Element Method*) atau metode elemen hingga.

Metode elemen hingga adalah sebuah teknik komputasional yang digunakan untuk mendapatkan solusi aproksimasi dari permasalahan nilai batas pada kasus-kasus *engineering*. Permasalahan nilai batas secara sederhana didefinisikan sebagai sebuah permasalahan matematis yang mana satu atau lebih variabel tidak bebas harus memenuhi sebuah persamaan diferensial dimanapun di dalam sebuah domain variabel bebas yang diketahui dan memenuhi juga kondisi spesifik pada batasan domain tersebut. Permasalahan nilai batas ini sangat sering direpresentasikan ke dalam sebuah struktur fisis. Contohnya, katakanlah terdapat sebuah volume material yang memiliki sifat-sifat fisis tertentu, seperti gambar 2.8. Volume tersebut merepresentasikan domain dari sebuah permasalahan nilai batas yang akan diselesaikan. Sederhananya, asumsikan sebuah kasus dua dimensi dengan sebuah variabel permasalahan nilai batas $\phi(x,y)$ yang akan ditentukan pada setiap titik $P(x,y)$, seperti sebuah persamaan-persamaan fisis diketahui yang terpenuhi secara eksak pada tiap-tiap titik. Sehingga kita akan dapatkan solusi matematis pada tiap



Gambar 2.7 Klasifikasi metode yang umum digunakan (Hutton, 2005)

titik tersebut, yang mana solusi tersebut adalah sebuah pernyataan aljabar bentuk tertutup dari variabel-variabel tetap. Akan tetapi pada kenyataannya, domain tersebut secara geometri mungkin sangat kompleks sekali. Sehingga nilai keeksakan solusi aljabar bentuk tertutup akan sangat rendah. Oleh karena itu, solusi aproksimasi berdasarkan pada teknik numerik dan komputasi digital seringkali dibutuhkan dalam analisis *engineering* pada permasalahan-permasalahan yang kompleks. Dan analisis elemen hingga atau metode elemen hingga adalah teknik yang sangat tepat untuk mendapatkan solusi aproksimasi dengan akurasi yang baik (Hutton, 2005).



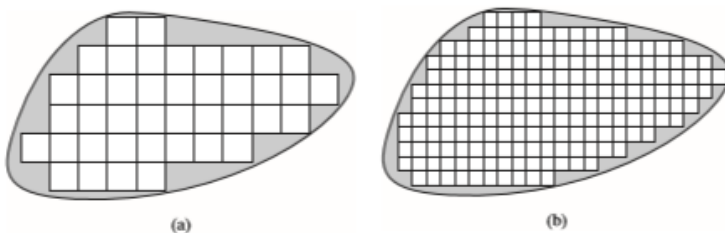
Gambar 2.8 (a) domain dua dimensi umum pada permasalahan nilai batas $\phi(x, y)$ (b) tiga titik elemen hingga yang didefinisikan di dalam domain (c) elemen-elemen tambahan yang menunjukkan sebuah bagian dari *mesh* elemen hingga pada domain

Proses merepresentasikan sebuah domain fisis dengan elemen-elemen hingga dikenal dengan istilah *meshing*. Dan hasil dari rangkaian elemen-elemen tersebut dikenal dengan istilah *mesh* elemen hingga, gambar 2.8 c. Pada umumnya, elemen-elemen yang digunakan adalah bentuk garis lurus, sehingga seringkali sangat tidak mungkin untuk memenuhi seluruh domain fisis di dalam *mesh* elemen jika domain memiliki batasan-batasan yang melengkung seperti pada gambar 2.9a dimana sebuah domain dengan batas melengkung dilakukan *meshing* menggunakan elemen-elemen kotak. *Meshing* yang lebih halus untuk domain yang sama ditunjukkan oleh gambar 2.9b dengan elemen yang bentuknya sama namun lebih kecil dan lebih banyak. Semakin halus proses *meshing* atau semakin banyak jumlah elemen, akurasi aproksimasi semakin baik. Dan apabila hasil fungsi interpolasi sudah memenuhi permintaan matematis yang pasti, sebuah solusi elemen hingga terhadap kasus tersebut sudah dikatakan konvergen (mendekati) terhadap solusi eksak kasus tersebut.

Prosedur umum untuk analisis elemen hingga terdiri dari tiga tahap yaitu *pre-processing*, *solution*, dan *post-processing*.

Tahap dari *pre-processing* antara lain:

- Mendefinisikan domain geometris pada kasus
- Mendefinisikan tipe-tipe elemen yang akan digunakan
- Mendefinisikan sifat-sifat material dari elemen-elemen



Gambar 2.9 (a) *meshing* domain batas melengkung yang dimodelkan dengan elemen-elemen kotak yang berjumlah 41 elemen (b) *fine meshing* domain batas melengkung yang dimodelkan dengan elemen-elemen kotak yang berjumlah 192 elemen

- Mendefinisikan sifat-sifat geometris elemen (panjang, luas, dan lain-lain)
- Mendefinisikan konektivitas antar elemen (model *meshing*)
- Mendefinisikan batas-batas fisis (kondisi batas)
- Mendefinisikan pembebanan

Tahap dari *solution* antara lain:

- Komputasi nilai-nilai yang tidak diketahui dari variabel-variabel permasalahan nilai batas
- Komputasi nilai-nilai yang kemudian disubstitusikan untuk mendapatkan variabel-variabel tambahan seperti gaya reaksi, tegangan tiap elemen, dan aliran panas.

Tahap dari *post-processing*:

- *Software* mempunyai fitur-fitur umum yang dapat digunakan untuk mengurutkan, menyetak, dan memplot hasil-hasil pilihan dari sebuah solusi elemen hingga.

2.1.4 Additive Manufacturing

Berdasarkan pada *ASTM standard F2792-10*, *additive manufacturing* adalah sebuah proses penggabungan material-material untuk membuat objek dari data model tiga dimensi (*3D*), biasanya menggunakan metode *manufacturing* lapisan demi lapisan (*layer upon layer*). Konsep ini tentunya sangat berlawanan dengan metodologi-metodologi *subtractive manufacturing* sebagaimana proses *machining* tradisional yang kita kenal. Teknologi ini telah dikembangkan di banyak bidang industri seperti dirgantara, teknologi medis, peralatan-peralatan plastik, otomotif, dan teknologi makanan. Contoh produk dari *additive manufacturing* dapat dilihat pada gambar 2.10.

Sebenarnya, teknologi *additive manufacturing* dalam dunia logam sudah lama dikenal dan banyak digunakan, namun dikenal dengan istilah bermacam-macam seperti *rapid prototyping*, *rapid manufacturing*, *laser beam melting*, *laser cladding*, *direct metal deposition*, *powdered fusion*, *free-form fabrication*, dan lain-lain. Tetapi hari ini, istilah *additive manufacturing* menjadi istilah yang paling umum digunakan di pasar-pasar industri setelah teknologi

3D printer diperkenalkan dan banyak digunakan di dalam pasar konsumen (EPMA, 2013).

Ada banyak metode dalam teknologi *3D printing* (seperti yang sudah disebutkan sebelumnya). Salah satu metode yang paling umum digunakan adalah *Fused Deposition Modelling (FDM)*. Metode ini menggunakan kepala *nozzle* tunggal untuk mengekstrusi lelehan material, biasanya plastik, lapisan demi lapisan ke dalam *platform* yang akan dibentuk berdasarkan data tiga dimensi (*3D*) yang sudah dimasukkan ke dalam *printer* (gambar 2.11). Metode yang digunakan dalam *addictive manufacturing* tentunya sangat bergantung dengan jenis material benda yang akan dibuat. Untuk metode *FDM* ini, sangat cocok dengan material jenis resin dan plastik. Jenis material yang paling banyak digunakan dalam metode ini adalah *polylactic acid (PLA)* dan *acrylonitrile butadiene styrene (ABS)*.

Kelebihan dari teknologi *addictive manufacturing* jika dibandingkan dengan *machining* tradisional antara lain:

- Meningkatkan kebebasan geometri desain yang akan dibuat
- Memungkinkan untuk membuat struktur yang sangat tipis dan ringan
- Dapat digunakan untuk model yang memiliki geometri internal dan sangat kompleks
- Tidak ada sisa-sisa material yang terbuang secara percuma
- Memperpendek waktu siklus produksi



Gambar 2.10 Komponen logam halus yang didesain oleh Bathseba Grossman (EPMA,2013)



Gambar 2.11 Teknologi *addictive manufacturing* dengan metode Fused Deposition Modelling (FDM) (EPMA, 2013)

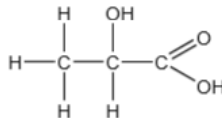
- Akan tetapi, untuk saat ini teknologi *addictive manufacturing* masih memiliki batasan-batasan yang perlu diperhatikan, yaitu:
- Ukuran maksimum benda yang dapat dibuat sangat terbatas, hanya sekitar 250x250x250 mm. Sebenarnya bisa digunakan untuk ukuran yang lebih besar dengan metode *direct energy deposition* atau *laser metal deposition*. Tapi metode tersebut tidak cocok untuk benda-benda dengan ketebalan sangat rendah.
- Tidak semua jenis material bisa digunakan. Karena dalam *addictive manufacturing* ada proses pelelehan material dan tidak semua material mudah untuk dilelehkan, terutama material dari jenis *alloy*.
- Tidak cocok untuk produksi dalam jumlah banyak. *Addictive manufacturing* sangat efisien untuk produksi benda dalam jumlah kecil, namun untuk jumlah produksi yang terlalu besar, teknologi *addictive manufacturing* akan dihadapkan banyak masalah. Maksimum produksi yang diperbolehkan 25000 *part*/tahun.

2.1.5 Material Polylactic Acid

Salah satu material yang umum digunakan pada alat *3D Printer* adalah polimer jenis *polylactic acid* atau biasa disebut *PLA*. *Polylactic acid* termasuk ke dalam keluarga dari *aliphatic*








polyester (gambar 2.12) yang umumnya dibuat dari *α-hydroxy acids*, yang mana termasuk dalam *polyglycolic acid* atau *polymandelic acid* yang tergolong sebagai jenis komposit yang mudah diuraikan. *PLA* adalah jenis *thermoplastic* yang memiliki kekuatan cukup tinggi, modulus elastisitas cukup tinggi yang biasanya sering digunakan pada sektor industri pengepakan dan peralatan medis yang harus ramah dengan tubuh manusia. *PLA* sangat mudah diproses dengan menggunakan standar peralatan plastik untuk dibentuk menjadi komponen, *film*, ataupun *fiber*. Termasuk dari sedikit polimer yang mana struktur *stereochemical* dapat dengan mudah dimodifikasi dengan mempolimerisasi sebuah campuran terkontrol dari *L-* atau *D-isomer* untuk diperoleh polimer-polimer terkristalisasi yang mana dapat digunakan untuk bersentuhan dengan makanan atau disebut polimer “aman” (GRAS). *PLA* adalah hasil degradasi dari hidrolisis sederhana ikatan *ester* dan tidak membutuhkan adanya enzim-enzim untuk mengatalis hidrolisis ini. Laju dari proses degradasi tersebut sangat dipengaruhi oleh ukuran, bentuk, rasio *isomer* dan temperatur hidrolisis.

Dalam memproses polimer baik dengan cara *3D printing*, *injection molding*, *blow molding*, *thermoforming*, dan *extrusion*, polimer harus memiliki stabilitas termal yang memadai untuk mencegah degradasi dan mempertahankan sifat dan berat molekul. *PLA* mengalami degradasi termal pada temperatur di atas 200⁰ C (392⁰ F) dengan hidrolisis, reformasi *lactide*, oksidasi rantai utama, reaksi inter atau tramolekuler. Degradasi *PLA* dipengaruhi oleh waktu, temperatur, ketidakmurnian berat molekul rendah, dan konsentrasi katalis (Garlota, 2002). Untuk melihat lebih jelas karakteristik dari *PLA* dapat dilihat pada tabel 2.1.



Gambar 2.12 Rangkaian susunan rantai molekul pada *lactic acid* atau 2-*hydroxypropanoic acid* (Garlota, 2002)

Tabel 2.1 Katalog sifat mekanik material *3d printing polylactic acid (PLA)* (www.makeitfrom.com)

1	Property	Value	Unit
2	 Material Field Variables	 Table	
3	 Density	1.26	g cm ⁻³
4	 Isotropic Elasticity		
5	Derive from	Young'... 	
6	Young's Modulus	3543.9	MPa
7	Poisson's Ratio	0.23	
8	Bulk Modulus	2.1876E+09	Pa
9	Shear Modulus	1.4406E+09	Pa
10	 Tensile Yield Strength	56.192	MPa
11	 Tensile Ultimate Strength	65.5	MPa

2.1.6 Mekanika Kekuatan Material

2.1.6.1 Teori Tegangan

Tegangan didefinisikan sebagai intensitas gaya internal yang bekerja pada bidang atau area tertentu melewati satu titik. Ada dua jenis tegangan yang mungkin terjadi pada struktur, yaitu **tegangan normal** dan **tegangan geser** (Hibbeler, 2011).

Tegangan normal didefinisikan sebagai intensitas gaya internal yang bekerja pada bidang normal luasan ΔA (ditunjukkan oleh gambar 2.13a). Jika jumlah gaya yang bekerja pada area tersebut adalah ΔF_z , maka nilai tegangan normal secara matematis dituliskan sebagai

$$\sigma_z = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta F_z}{\Delta A} \dots \dots \dots (2.9)$$

Sehingga besar tegangan normal rata-rata dari semua gaya yang bekerja bidang normal luasan ΔA dapat dirumuskan sebagai

$$\sigma_{avg} = \frac{F}{A}.....(2.10)$$

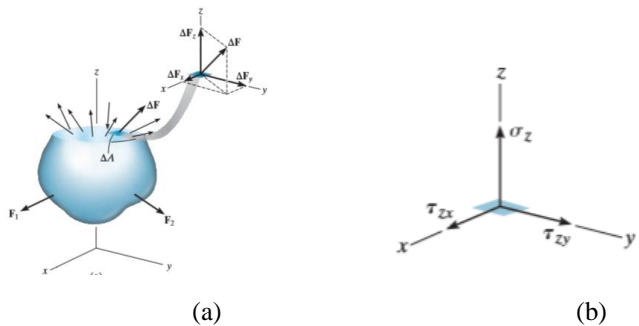
Jika gaya normal tersebut bersifat “tarikan” seperti pada gambar 2.13a, tegangan normal tersebut disebut **tegangan tarik**. Sedangkan apabila bersifat “dorongan”, tegangan normal tersebut disebut **tegangan kompresif**

Tegangan geser didefinisikan sebagai intensitas gaya tangensial (tegak lurus) yang bekerja pada luasan ΔA. Sehingga secara matematis dirumuskan sebagai berikut

$$\tau_{zx} = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta F_x}{\Delta A}$$
$$\tau_{zy} = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta F_y}{\Delta A}.....(2.11)$$

Sehingga besar tegangan normal rata-rata dari semua gaya tangensial yang bekerja bidang normal luasan ΔA dapat dirumuskan sebagai

$$\tau_{avg} = \frac{V}{A}.....(2.12)$$



Gambar 2.13 (a) Ilustrasi gaya yang bekerja pada suatu struktur (b) Ilustrasi orientasi sumbu masing-masing tegangan (Hibbeler, 2011).

Sumbu kerja dari masing-masing tegangan tersebut ditunjukkan oleh gambar 2.13b. Gaya yang bekerja pada luasan bidang secara tegak lurus tersebut biasanya disebut dengan **gaya geser** yang disimbolkan dengan huruf **V**

2.1.6.2 Factor of Safety

Untuk mendesain bagian struktur dengan layak, maka diperlukan untuk memastikan bahwa besar tegangan yang dirasakan oleh material struktur tersebut sudah aman. Untuk menjamin keamanan tersebut, maka harus ditentukan berapa batas besar tegangan yang diperbolehkan, yang mana nilai tersebut harus lebih kecil dari tegangan yang dihasilkan oleh gaya-gaya yang bekerja pada struktur tersebut. Ada banyak alasan mengapa melakukan hal tersebut. Salah satunya, besar beban yang dirasakan oleh tiap bagian struktur dari hasil mendesain mungkin berbeda dengan besar beban secara aktual yang diterima oleh struktur. Karena hasil perhitungan pada struktur mungkin saja tidak eksak karena beberapa faktor seperti kesalahan dalam fabrikasi komponen, getaran, korosi, *impact* atau pembebanannya terjadi secara tiba-tiba, dan lain-lain (Hibbeler, 2011).

Salah satu metode untuk merumuskan pembebanan yang diperbolehkan (*allowable load*), yang mana dinyatakan dalam angka adalah metode *factor of safety*. *Factor of safety* (F.S.) adalah sebuah rasio dari beban yang dapat menyebabkan material gagal (F_{fail}) dengan pembebanan yang diperbolehkan (F_{allow}). Dimana nilai dari F_{fail} ini didapatkan dari hasil eksperimen pengujian material, dan nilai *factor of safety* dipilih berdasarkan pada pengalaman. Jadi secara matematis, nilai *factor of safety* ini dituliskan sebagai

$$F.S. = \frac{F_{fail}}{F_{allow}} \dots \dots \dots (2.13)$$

Karena pembebanan sangat erat kaitannya dengan tegangan, dengan menggunakan $\sigma = P/A$ dan $\tau_{avg} = V/A$ maka *factor of safety* juga dapat dinyatakan sebagai

$$F.S. = \frac{\sigma_{fail}}{\sigma_{allow}} \dots \dots \dots (2.14)$$

atau

$$F.S. = \frac{\tau_{fail}}{\tau_{allow}} \dots \dots \dots (2.15)$$

2.1.6.3 Teori Kegagalan Material

Dalam proses mendesain, diperlukan teori kegagalan yang dipergunakan untuk mengetahui apakah desain tersebut cukup kuat terhadap beban yang diterima dengan membandingkan dengan material yang digunakan. Dalam menentukan teori kegagalan yang digunakan, dibutuhkan informasi mengenai karakteristik dari material tersebut. Suatu produk atau material dapat dikatakan gagal menurut teori kegagalan apabila terjadinya *yielding* dan *fracture*. *Yielding* merupakan saat dimana terjadinya distorsi pada produk/material berupa deformasi plastik, sedangkan *fracture* atau patahan merupakan saat dimana produk atau material akan terbelah/terpisah menjadi dua bagian atau lebih. Batasan pada kriteria *yielding* yaitu ketika tegangan melebihi yield strength material (S_y, S_{ys}) yang berlaku untuk material ulet. Sedangkan batasan kriteria *fracture* atau patahan saat tegangan melebihi *ultimate strength* material (S_u, S_{us}) pada produk atau material getas. Berikut merupakan beberapa jenis metode kegagalan yang sering digunakan:

a. *Maximum Normal Stress Failure theory* (MNST) oleh Rankine, dimana dikatakan gagal apabila σ_1 lebih besar dari $S_u/F.S.$ sehingga hanya bisa digunakan untuk material *brittle*.

b. Teori Kegagalan Tegangan Geser Maksimum/*Maximum Shear Stress Failure theory* (MSST) oleh Tresca, dimana τ_{max} (tegangan geser maksimum) lebih besar dari $S_{ys}/F.S.$ atau $S_{us}/F.S.$

$$\tau_{max} = \frac{\sigma_1 - \sigma_2}{2} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + (\sigma_{xy})^2} \dots \dots \dots (2.16)$$

c. Teori Kegagalan Energi Distorsi Maksimum/*Maximum Distorsion Energy Failure theory* (DET) oleh Von Misses dimana σ_{eq} (tegangan ekuivalen) lebih besar dari $S_{ys}/F.S.$ (Deutcmn et al, 1975).

2.2 Kajian Pustaka

2.2.1 Rancang Bangun *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) Empat Baling-baling (*Quadcopter-Helicopter*)

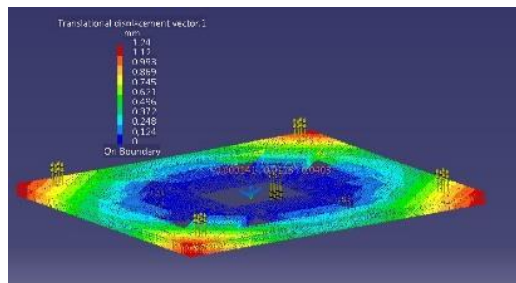
Muhammad Arifudin Lukmana dari Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya dalam penelitiannya mengembangkan desain dan implementasi dari *quadrotor*. Perancangan model menggunakan *software* berbasis elemen hingga CATIA dengan batasan dimensi maksimum 70 x 70 x 50 cm dan massa kurang dari 1,5 kg. Kemudian analisis struktur menggunakan metode elemen hingga dengan kriteria kegagalan *von-mises*, faktor keamanan 1,5 terhadap *yield strength* bahan. Dan simulasi kendali kestabilan (roll-pitch-yaw) dan ketinggian tetap dengan bantuan *software* numerik. Simulasi ini menggunakan kendali *Proportional-Integral-Derivative* (PID). Dalam proses rancang bangun akan menggunakan desain dari CATIA dan analisis yang telah dilakukan selama simulasi. Untuk rangkaian elektronik, *inertial measurement unit* (IMU), sensor barometer, *GPS* dan komunikasi data menggunakan sistem *Ardupilot Mega*.

Pada hasil akhir, *quadcopter* yang diproduksi memiliki dimensi 605 x 605 x 160 mm, bermassa 1117 gram dan telah memiliki instrumen kamera (gambar 2.14). Dalam pengujian lapangan, quadrotor telah mampu terbang dengan dua mode, yakni mode *stabilize* dan *altitude hold*. Sedangkan dalam simulasi kestabilan dengan *software* numerik, didapatkan respon sesuai dengan keinginan. Yakni *settling time* sistem roll dan pitch 1,419 detik, yaw 2,327 detik dan sistem untuk ketinggian tetap 6,339 detik. Pada analisis stuktur, memberikan hasil bahwa akrilik dan aluminium 6061-T6 telah memenuhi persyaratan bahan dengan faktor keamanan 3,53 (aluminium) dan 3,06 (akrilik) (gambar 2.15).

Meski hasil dari penelitian ini sudah sesuai harapan penulis, penulis menuliskan beberapa evaluasi yang perlu dikembangkan kedepannya. Yang pertama mengenai berat dari *quadcopter*. Penulis mengatakan bahwa berat 1117 gram itu terlalu berat untuk *quadcopter* berukuran sedang. Setidaknya beratnya harus dikurangi hingga kurang dari 1000 gram. Lalu telemeteri dua arah juga perlu disempurnakan, karena pengamatan jauh tidak akan berjalan tanpa komponen ini. Kemudian yang terakhir menyempurnakan kamera pada *quadcopter*. Sistem nirkabelnya harus diperbaiki agar kamera bisa menjadi *first person view*.



Gambar 2.14 Bentuk akhir dari rancangan *quadcopter* (Lukmana dan Nurhadi, 2015)



Gambar 2.15 Salah satu bagian *frame quadcopter* yang disimulasikan dengan *software* berbasis elemen hingga CATIA (Lukmana dan Nurhadi, 2015)

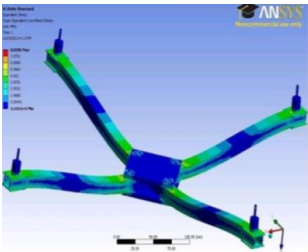
2.2.2 *Quadcopter – An Unmanned Aerial Vehicle*

Penggunaan *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* berkembang dengan sangat drastis karena kemampuannya untuk beroperasi pada lokasi-lokasi berbahaya sementara si operator berada pada jarak yang aman. Akhir-akhir ini *UAV* secara luas digunakan pada operasi-operasi militer karena keandalannya, harga yang murah, dan multiguna.

Permasalahan yang diangkat pada jurnal ini adalah kapasitas beban yang dapat diangkat oleh *UAV*. Mengimprovisasi kapasitas beban yang dapat diangkat *UAV* mungkin saja bisa menambah fungsi dari *UAV* itu sendiri. Penulis sudah mempertimbangkan beberapa tipe *UAV* yang berbeda-beda dan akhirnya memilih tipe *quadcopter* karena dirasa memiliki fleksibilitas yang tinggi, kesempatan pembelajaran yang tinggi, dan potensial untuk riset kedepannya. Beban yang akan diangkat pada rancangan *quadcopter* ini seberat 4 kg yang mana sangat dibutuhkan dalam operasi militer ataupun di industri. Selain itu, penulis juga ingin membandingkan model *quadcopter* dengan bentuk penampang lengan “kotak” dengan yang bentuk penampang lengannya “C”.

Perhitungan gaya angkat dan penentuan *free-body diagram* pada *quadcopter* sudah dilakukan. Tegangan yang diterima oleh *frame quadcopter* adalah tidak lebih dari 22,5 Mpa untuk model bentuk penampang “kotak” dan sebesar 22,2 Mpa untuk yang bentuk penampang “C” dengan pengetesan secara praktikum. Untuk memvalidasi hasil tersebut, maka penulis mensimulasikan desain kedua model tersebut dengan menggunakan *software ANSYS* dengan pembebanan statis (gambar 2.16). Berdasarkan hasil simulasi didapatkan bahwa tegangan yang diterima *frame* sebesar 15,4 Mpa untuk penampang berbentuk “kotak” dan sebesar 16,97 MPa untuk penampang berbentuk “C”. Lebih lengkapnya dapat dilihat pada tabel 2.2.

Diakhir kesimpulannya, penulis menambahkan bahwa riset ini perlu analisis lebih lanjut dan fabrikasi pada *quadcopter* yang diharapkan mampu membantu di bidang militer dan industri ini masih dalam proses.



Gambar 2.16 Hasil tegangan *frame quadcopter* dengan simulasi *software ANSYS* (Shah et al, 2014)

Tabel 2.2 Tabel komparasi hasil tegangan dan deformasi dengan variasi bentuk penampang (Shah et al, 2014)

Comparison	Box Section type chassis	"C" Section type chassis
Deformation [Analytical]	0.5228 mm	1.1216 mm
Deformation [Software]	0.16523 mm	0.17748 mm
Deformation [Testing]	1.5499 mm	3.8440 mm
Stress [Analytical]	10.38 Mpa	22.289 MPa
Stress [Software]	15.399 MPa	36.051 MPa
Stress [Testing]	22.523 MPa	22.225 MPa

2.2.3 Design Principles of Large Quadrotor for Practical Application

Quadrotor Micro Air Vehicles (MAVs) sudah menjadi subjek pembelajaran dan mendapatkan perhatian peneliti-peneliti robotik mulai awal tahun 2000an. Penelitian-penelitian tersebut kebanyakan terfokus pada aspek kontrol perilaku *quadrotor*, dan banyak *paper* yang sudah ditulis mengenai dinamika *quadcopter* dan menjelaskan metode untuk meregulasi penerbangannya.

Kebanyakan *quadrotor* yang digunakan sebagai penelitian adalah *quadrotor* dengan massa kurang dari 2 kg dan beban yang

mampu diangkat sekitar ratusan gram. Akan tetapi pada penelitian ini, penulis ingin menanggulangi rintangan-rintangan terkait aerodinamik, desain, dan kontrol sehingga memungkinkan untuk membuat *quadcopter* yang lebih besar lagi dan bisa mengangkat beban lebih dari 1 kg. Karena menurut penulis, *quadcopter* dengan karakteristik seperti itu akan menjadi kendaraan yang lebih berguna di bidang industri.

Pada akhir proyek penelitian, peneliti berhasil merancang *quadcopter* dengan massa lebih dari 4 kg dan mampu mengangkat beban sebesar 1 kg, *quadcopter* ini diberinama *The Australian National University's (ANU) X-4 Flyer Mark III* (gambar 2.17). *Quadcopter* ini memiliki kestabilan cukup baik, yaitu untuk penerbangan *outdoor* mencapai ± 1 derajat tingkat kepresisian (gambar 2.18). Berdasarkan sepengetahun penulis, karya mereka ini adalah test *outdoor* pertama yang sukses untuk *quadcopter MAV* dengan massa lebih dari 4 kg.



(a)



(b)

Gambar 2.17 (a) Desain *frame quadcopter* dan (b) Pengujian terbang *X-4 Flyer Mark III* (Pounds dan Mahony, 2009)

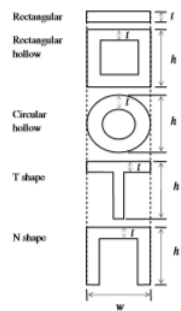
2.2.4 *Systematic Design and Implementation of a micro unmanned aerial vehicle*

Secara garis besar, *paper* ini mempresentasikan tentang langkah-langkah sistematis dalam mendesain dan membuat sebuah *micro quadrotor aerial vehicle (MAV)* yang dapat digunakan untuk penerbangan otomatis (*autonomous flight*). *Micro UAV* yang didesain mempunyai berat yang sangat ringan, yaitu kurang dari 40 gram sudah termasuk penyuplai daya untuk dapat terbang sekitar 8 menit dan mampu mengangkat beban sebesar 20 gram (gambar 2.19). Proses pendesainan dibagi ke dalam tiga tahap. Pertama, melakukan investigasi desain struktur pada sebuah *quadrotor* konvensional. *Frame* dari *quadrotor* tersebut dengan hati-hati didesain untuk menghindari beberapa frekuensi alami struktur yang diakibatkan oleh rentang kecepatan rotor yang beroperasi berdasarkan pada hasil simulasi yang didapatkan dengan menggunakan *software MSC Nastran*. Kedua, sistem kelistrikan pada pesawat akan didiskusikan dengan detail, terutama fokus pada desain dari papan sirkuit cetak yang mana terdiri dari sensor, *microprocessor*, dan empat *electronic speed controller*, yang kompatibel untuk desain *micro quadrotor*. Dan yang terakhir adalah pemodelan matematis untuk *micro quadrotor* yang diturunkan berdasarkan rumus *Newton-Euler*, disertai oleh metode identifikasi parameter.

Tahap pertama ialah proses investigasi desain struktur pada *frame*. Pada tahap analisis ini, lima tipe berbeda batang *cantilever*, yang digunakan sebagai lengan *quadrotor*, didesain dan dianalisis. Bentuk penampang dari kelima batang tersebut ditunjukkan oleh gambar 2.20. Pada proses simulasi, sebuah lengan *quadrotor* dianggap sebagai sebuah batang *cantilever* yang mana mempunyai sebuah ujung tetap (*fixed*) dan ujung yang lainnya bebas. Parameter sedikit perbedaan pada dimensi akan divariasikan, dan *natural mode* (1 sampai 4) akan dibandingkan. Hasil dari simulasi dengan menggunakan sifat material karbon fiber dengan kode nama *carbon/epoxy T300/ 976* dapat dilihat pada tabel 2.3



Gambar 2.18 Model *micro quadrotor* yang digunakan dalam penelitian (Phang et al, 2014)



Gambar 2.19 Variasi bentuk Penampang (Phang et al, 2014)

Tabel 2.3 Salah satu hasil simulasi bentuk penampang vs frekuensi alami (Phang et al, 2014)

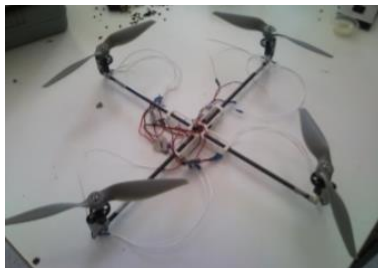
Type of cross section	Weight (g)	Natural frequency (Hz)	
		Mode 1	Mode 2
Rectangular	0.5328	426.85	2546.1
Rectangular hollow	1.776	3032.4	17,318
Circular hollow	1.3949	2647.9	15,624
T shape	0.9768	1902.8	2622.7
N shape	1.4208	2717.5	3215.6

Dan hasil akhir disimpulkan bahwa berdasarkan hasil analisis dan *constraint* berat *frame quadrotor*, bentuk penampang “kotak” berlubang adalah yang paling optimal. Baik dari segi berat maupun dari segi bentuk. Selain itu, bentuk penampang tersebut menambah nilai kekakuan pada lengan lebih besar dibandingkan dengan bentuk-bentuk yang lainnya.

2.2.5 Design Optimization of A Quad-rotors capable of Autonomous Flight

Projek ini bertujuan untuk mengembangkan desain dari sebuah *autonomous quadrotor*. Selain mengoptimasi desain *frame* dan mengurangi berat *quadcopter*, penulis juga mendesain kontrol dengan menggunakan *MSP430* dan sebuah kode *custom C*, sehingga dapat membuat *quadrotor* menjadi *autonomous*. Penulis mengatakan bahwa projek ini adalah lanjutan dari projek tim *quadrotor MQP* 2007-2008 meskipun penulis juga mengatakan bahwa desain yang digunakan sangat berbeda dari semua aspek. Hanya persamaan kontrol saja yang mirip, tapi implementasinya sangat berbeda.

Dengan berkaca pada hasil dari projek tim *quadrotor MQP* 2007-2008, penulis ingin melakukan tiga poin pengembangan, yang pertama adalah desain *quadrotor* penulis sepenuhnya *autonomous*. Kedua, terjadi pengurangan massa pada *quadcopter* sebesar 10%. Dan yang terakhir, meningkatkan total waktu penerbangan.



Gambar 2.20 Gambar *frame quadrotor* setelah dimanufaktur dengan *3D printer* (Cesar, 2008)

Frame pada desain *quadcopter* karya tim *quadrotor MQP* 2007-2008 sebelumnya menggunakan alumunium 6061 untuk badannya dan karbon fiber pada lengannya. Namun pada proyek ini, penulis seluruhnya menggunakan material plastik *ABS* yang dimanufaktur dengan menggunakan *3D printer* bermetode *fused deposition modelling (FDM)*. Desain *frame* dapat dilihat pada gambar 2.21

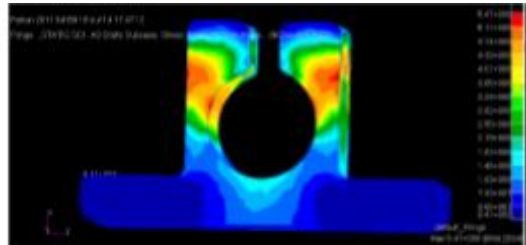
Pada kesimpulan akhir, penulis berhasil mengurangi massa dari *quadrotor* bahkan lebih dari 10%. Massa *quadrotor* yang penulis buat hanya sekitar 39 gram sudah termasuk dudukan motor. Dan desain tersebut masih cukup kuat saat diberikan pembebanan 1,5 kg pada bagian tengah badan *quadrotor*. Sedangkan desain sebelumnya, untuk bagian batang alumuniumnya saja sudah sekitar 39 gram. Namun penulis disini belum berhasil untuk menyelesaikan permasalahan agar *quadcopter* bisa menjadi *autonomous*.

2.2.6 Design of Quadcopter and Fabrication

Quadcopter adalah sebuah *unmanned aerial vehicle (UAV)* dan telah digunakan pada area-area yang berbeda seperti pemetaan, operasi militer, pemadam kebakaran, dan beberapa area-area penting yang banyak kompleksitasnya. Penulis berpendapat bahwa mendapatkan berat yang tepat adalah *constraint* utama dan penting untuk sebuah *UAV*, sehingga tujuan utama dalam *paper* ini adalah berfokus pada desain *quadcopter* dan menentukan regulasi dalam memodifikasi desain *frame* pada *quadcopter*



Gambar 2.21 Model *frame quadcopter* yang digunakan penulis (a) dalam CAD dan (b) setelah fabrikasi (Diwakar dan Ratukam, 2014)



Gambar 2.22 Hasil simulasi salah satu bagian *frame* dengan menggunakan *software PATRAN* (Diwakar dan Ratukam, 2014)

Dalam *paper* ini, penulis menggunakan model *frame* yang sudah ada di pasaran untuk kemudian didesain kembali dalam model *CAD*. Desain *frame* tersebut dapat dilihat pada gambar 2.22. Setelah itu, penulis melakukan simulasi dengan menggunakan *software* elemen hingga *PATRAN* dengan pembebanan statis untuk mendapatkan nilai tegangan dan deformasi pada semua bagian *frame* (gambar 2.23).

Pada hasil akhir, penulis menyimpulkan bahwa seluruh tegangan pada *frame quadcopter* berada di bawah tegangan ijin, sehingga secara statis desain *frame* masih aman. Tegangan terkecil berada pada bagian atas badan *frame* sehingga penulis menyarankan pada bagian ini diredesain lebih sederhana agar massa *quadcopter* berkurang.

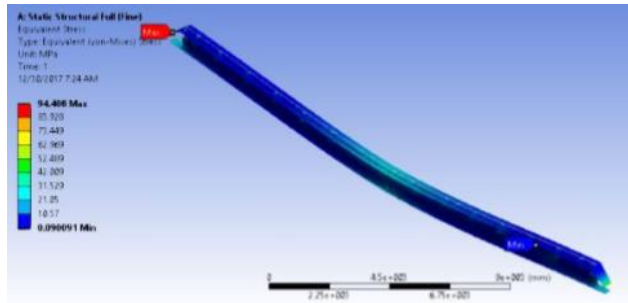
2.2.7 Optimasi Topologi pada *Overhead Crane Box Girder* Kapasitas 5TX23M dengan Menggunakan *Software* Elemen Hingga

Dalam dunia industri, alat pemindah bahan merupakan hal yang sangat dibutuhkan. Salah satu jenis alat pemindah bahan yaitu *overhead crane*, yang diaplikasikan pada perusahaan konstruksi, pabrik dan gudang, sehingga pengembangan *overhead crane* menjadi suatu tantangan dalam memenuhi kebutuhan pasar dengan segala keterbatasannya. Di lain sisi, pada proses pengembangan

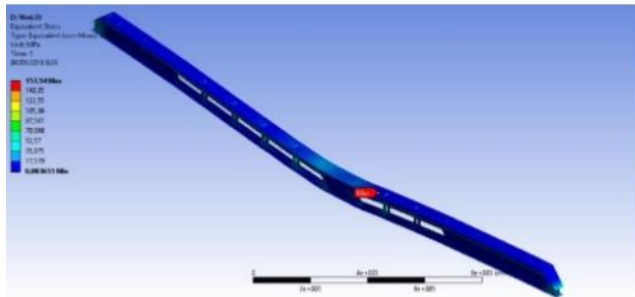
teknologi, optimasi menjadi suatu kebutuhan dalam memenuhi kebutuhan suatu industri dalam memaksimalkan ukuran material dengan tegangan yang terjadi. Seringkali penggunaan material menjadi sia-sia disaat penggunaan material yang berlebihan pada benda atau produk yang hanya menerima sedikit beban. Sehingga Muhammad Atsa Suwardi dalam penelitiannya ini mencoba untuk mewujudkan kombinasi tersebut dengan melakukan redesain dengan metode Optimasi Topologi pada *girder overhead crane SWL 5Tx23m*

Tahapan penelitian terdiri dari *modelling*, simulasi model desain awal, Optimasi Topologi, redesain dan simulasi model redesain. Permodelan dilakukan dengan bantuan *software Computer Aided Design (CAD)*. Pada tahap simulasi, beban yang dimasukkan terdiri dari beban SWL, *hoist* dan material itu sendiri pada tiga posisi pembebanan, yaitu di kiri, tengah dan kanan dari girder. Untuk material yang digunakan yaitu SS400 pada standar JIS atau A36 pada standar ASTM. Tahapan simulasi digunakan *software* elemen hingga yang diawali oleh simulasi desain awal dengan dan tanpa *stiffeners* (gambar 2.24 a). Tahapan Optimasi Topologi dilakukan pada bagian *top flange*, *web*, dan kombinasi *top flange* dan *web* dengan persentase massa yang dipertahankan sebesar 80% dan 70%. Sehingga didapat enam model desain hasil Optimasi Topologi. Lalu, hasil dari Optimasi Topologi didesain ulang dan dilakukan simulasi kembali.

Setelah dilakukannya simulasi, didapati beberapa poin penting di antaranya penggunaan *stiffeners* tidak begitu berpengaruh pada Analisis struktur dengan pembebanan tegak lurus sepanjang *stiffeners*. Setelah pengujian enam model redesain, didapatkan nilai tegangan maksimum dan total deformasi maksimum yang berbeda-beda. Didapatkan desain terbaik yaitu dengan model redesain *web* dengan *retain* 70% (gambar 2.24 b) dengan nilai tegangan maksimum dan total deformasi maksimum sebesar 157,54 MPa dan 7,4 mm dengan berkurangnya massa total sebesar 375,4 kg.



(a)



(b)

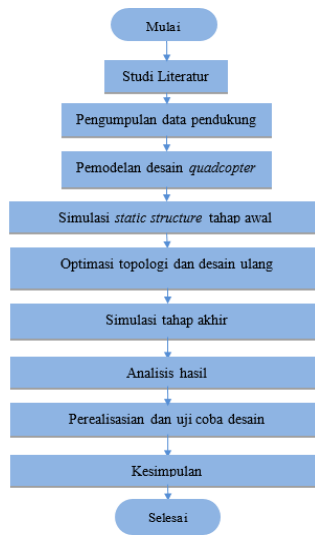
Gambar 2.23 Hasil simulasi komponen dengan menggunakan *software* berbasis elemen hingga (a) sebelum dioptimasi dan (b) setelah dioptimasi dengan *retain* 70% (Atsa dan Alief, 2018)

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB III METODOLOGI PENELITIAN

3.1 Diagram Alir Penelitian

Pada bab ini akan dirumuskan mengenai langkah-langkah yang akan digunakan pada penelitian ini. Langkah pertama adalah studi literatur mengenai topik terkait. Dilanjutkan dengan proses perancangan yang meliputi pencarian data-data pendukung *quadcopter* yang akan diteliti dan proses pemodelan *quadcopter*. Setelah itu dilakukan simulasi *static structure* tahap awal dengan menggunakan *software* elemen hingga. Langkah selanjutnya adalah proses optimasi topologi. Kemudian dilanjutkan dengan simulasi akhir menggunakan *software* elemen hingga dan penentuan desain yang optimal. Setelah itu perealisasi desain akhir dengan menggunakan *3D printer* dan tes lapangan pada *frame quadcopter* dilakukan. Dan langkah terakhir adalah membuat kesimpulan serta saran dari hasil penelitian tugas akhir ini (gambar 3.1).



Gambar 3.1 Diagram alir metodologi penelitian

3.1.1 Studi Literatur

Langkah pertama pada penelitian ini adalah studi literatur. Studi literatur bertujuan untuk mendalami landasan teori yang akan digunakan pada penelitian ini. Studi literatur dimulai dari mencari jurnal-jurnal penelitian sebelumnya yang meneliti tentang topik yang sejenis, sehingga dapat ditarik latar belakang dari penelitian ini. Studi literatur kemudian dilanjutkan dengan mempelajari beberapa *textbook* mengenai desain dasar *quadcopter*, optimasi desain struktur, *software* elemen hingga, *addictive manufacturing*, sifat mekanik salah satu material *3D printer* yaitu *polylactic acid (PLA)*, dan juga dasar teori dari ilmu teknik mesin yang terkait seperti statika, mekanika kekuatan material, dan kegagalan material.

3.1.2 Perancangan

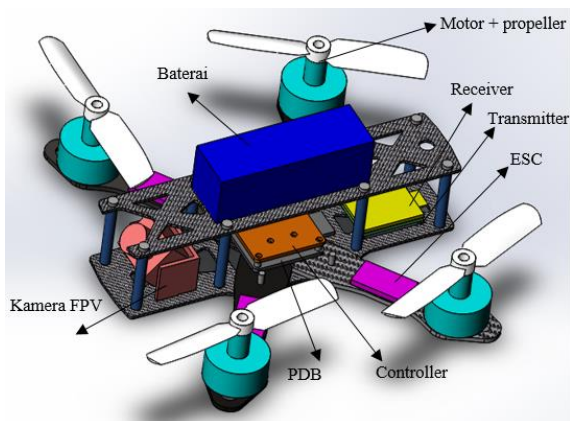
Pada proses perancangan ini meliputi dua tahap yaitu tahap pencarian data-data pendukung dan tahap pemodelan *quadcopter* yang akan digunakan pada penelitian ini.

Tahap pencarian data dimulai dari penentuan referensi model *frame quadcopter* yang akan digunakan. Melalui riset terhadap beberapa situs internet yang membahas mengenai *racing quadcopter* dan juga melakukan wawancara kepada komunitas-komunitas *racing quadcopter*, maka dipilihlah referensi model yang digunakan pada penelitian ini adalah *frame* dari “*Impulse RC Alien 4 inch*”. *Frame* tipe ini dipilih karena beberapa pertimbangan seperti cukup banyak digunakan oleh kalangan *racer*, material karbon fiber yang relative mahal, dan *spare part* yang relatif mudah didapatkan. Lalu tahap pencarian data dilanjutkan dengan mendapatkan data geometri semua bagian *frame* dan juga berat tiap komponen melalui pengukuran langsung (ditunjukkan oleh tabel 3.1). Selain itu juga, data mengenai performa dari *quadcopter* juga dicatat, yaitu *quadcopter* dapat menyelesaikan lintasan mendatar 100 m dalam waktu rata-rata 2,2 detik dari keadaan diam di ketinggian tertentu (*hovering*).

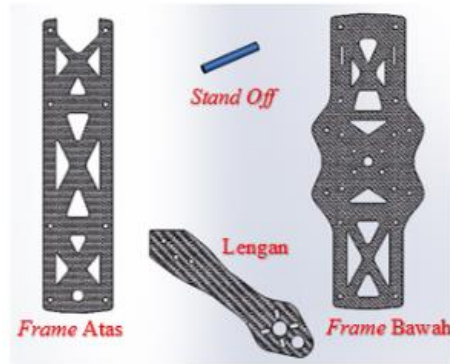
Setelah itu, tahap selanjutnya adalah pemodelan desain menggunakan *software Computer Aided Design (CAD)*. Semua bagian *frame* dimodelkan, meliputi empat lengan, *frame* bawah, *frame* atas, dan *stand off* (lihat gambar 3.2). Gambar teknik mengenai bagian *frame* ini dapat dilihat di lampiran.

Tabel 3.1 Tabel data berat komponen *quadcopter*

No.	Komponen <i>quadcopter</i>	Berat (gram)
1	<i>Frame</i>	<i>Frame</i> atas = 14,86 <i>Frame</i> bawah = 18,95 4 Lengan = 40,32 8 <i>Stand off</i> = 30,98 TOTAL = 105,11
2	Motor + <i>propeller</i>	30
3	<i>ESC</i>	19
4	<i>Flight controller</i>	15
5	<i>Transmitter + Receiver</i>	17
6	Kamera <i>FPV</i>	20
7	Papan distribusi daya	12
8	Baterai	190
Total		408,11



(a)



(b)

Gambar 3.2 (a) Model *quadcopter* beserta komponen elektronika (b) Bagian-bagian dari *frame quadcopter*

3.1.3 Simulasi Tahap Awal

Simulasi tahap awal ini terdiri dari dua macam simulasi, yang pertama adalah simulasi pada *existing frame* karbon fiber dan yang kedua adalah simulasi pada *existing frame polylactic acid*. Baik simulasi pada *existing frame* karbon fiber maupun *polylactic acid* menggunakan simulasi *static structural* yang terdiri dari beberapa tahap, yaitu pendefinisian model, proses *meshing*, proses *set up*, uji konvergensi dan analisis hasil.

3.1.3.1 Pendefinisian model

Langkah pertama adalah pendefinisian model dengan mengimpor model desain dari *software CAD* tersebut ke dalam *software* elemen hingga (ANSYS). Langkah selanjutnya adalah mendefinisikan jenis material pada model. Pada simulasi *existing frame* karbon fiber, material yang digunakan adalah karbon fiber untuk bagian *frame atas*, *frame bawah*, dan *lengan*. Sedangkan bagian *stand off* menggunakan *aluminium alloy*. Sementara pada simulasi *existing frame polylactic acid*, material yang digunakan adalah *polylactic acid* untuk bagian *frame atas*, *frame bawah*, *lengan*, maupun *stand off*. Akan tetapi pada perpustakaan *software*,

sifat-sifat material yang ada hanyalah material *aluminium alloy* saja, material karbon fiber dan *polylactic acid* tidak terdapat dalam *database*. Sehingga proses pendefinisian jenis material dilakukan secara manual dengan memasukkan nilai-nilai sifat mekanik seperti modulus elastisitas, *ultimate strength*, *yield strength*, *tensile strength*, rasio *poisson*, dan sifat lain seperti pada tabel 2.1. Setelah itu, pendefinisian model dilanjutkan dengan mendefinisikan sambungan-sambungan antar bagian *frame*. Bagian-bagian *frame* yang disambungkan dengan mur dan baut diasumsikan tersambung sangat kuat sehingga dalam *software* dapat didefinisikan sebagai *bonded*.

3.1.3.2 Proses *meshing*

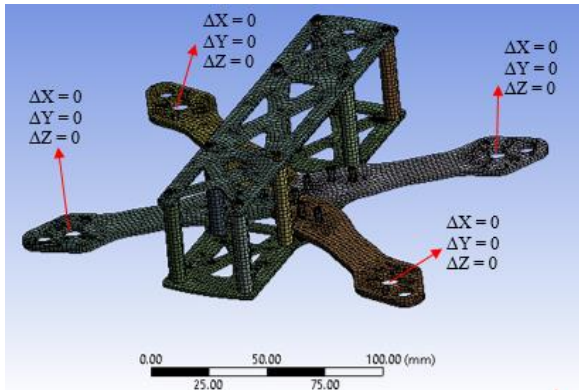
Setelah mendefinisikan semua model, maka proses selanjutnya adalah *meshing*. Proses *meshing* adalah proses merepresentasikan sebuah domain atau model fisis dengan elemen-elemen hingga [14]. Pada *software* terdapat beberapa metode atau bentuk *mesh* yang dapat digunakan, yaitu *tetrahedrons*, *hex dominant*, *sweep*, dan *multizone*. Jumlah dan ukuran tiap elemen juga dapat divariasikan dengan mengubah parameter seperti *size function*, *element size*, *relevance center*, atau *span angle center*.

3.1.3.3 Proses *set up*

Setelah model didefinisikan dengan elemen-elemen hingga melalui proses *meshing*, maka proses selanjutnya adalah proses *set up* yang terdiri dari pendefinisian letak tumpuan dan pendefinisian besar dan letak pembebanan model pada *software*.

Letak Tumpuan

Meskipun secara di lapangan *quadcopter* bergerak dinamis dengan percepatan tertentu (dinamis), untuk mendapatkan data tegangan dan deformasi yang dialami setiap bagian *frame* dapat didekati dengan cara simulasi *static structural* dengan memasang tumpuan yang bersifat *fixed support* pada tempat dihasilkannya gaya *thrust*, yaitu tempat dudukan keempat motor (seperti gambar 3.3)



Gambar 3.3 Gambar posisi tumpuan model

Pembebanan

Performa dari *quadcopter* ini adalah dapat menempuh jarak mendatar 100 m dengan rata-rata waktu 2,2 detik dari kondisi *hovering*. Sehingga dengan menggunakan rumus kinematika, didapatkan percepatan mendatar *quadcopter* sebesar

$$s = v_0 t + \frac{1}{2} a t^2$$

dengan $v_0 = 0$

$$a = 2S/t^2$$

$$a = \frac{2(100m)}{(2,2 \text{ detik})^2} = 41,32 \frac{m}{s^2} \dots \dots \dots (3.1)$$

Ketika *quadcopter* bergerak dengan besar percepatan tersebut, maka posisi *quadcopter* akan membentuk sudut α terhadap horizontal seperti yang ditunjukkan gambar 3.4. Dengan menggunakan hukum Newton, maka akan didapatkan besar sudut tersebut adalah

$$\sum F_y = 0$$

$$F_{\text{thrust}} \cos \alpha - Mg = 0$$

$$F_{\text{thrust}} \cos \alpha = Mg \dots\dots\dots(3.2)$$

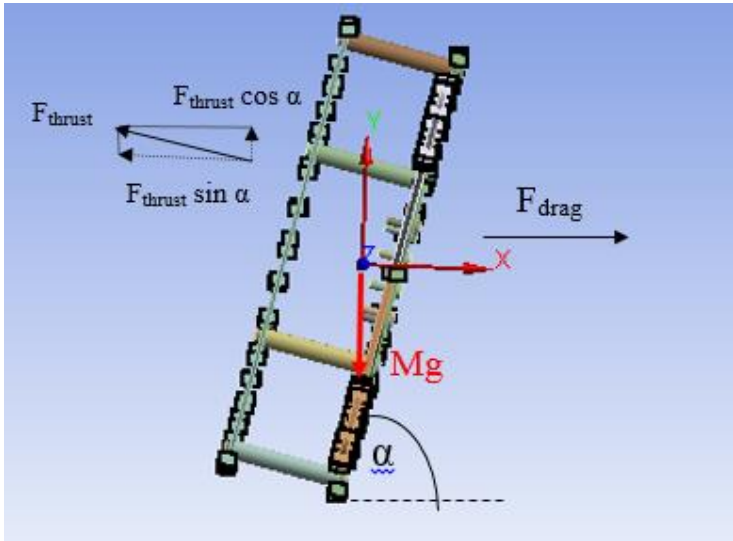
$$\begin{aligned} \sum F_x &= M \cdot a \\ F_{\text{thrust}} \sin \alpha - F_{\text{drag}} &= M \cdot a \end{aligned}$$

sesuai asumsi, F_{drag} diabaikan, $M \cdot a = F_{\text{thrust}} \sin \alpha \dots\dots\dots(3.3)$

sehingga,

$$\begin{aligned} \tan \alpha &= \frac{a}{g} = \frac{41,32}{9,8} = 4,216 \\ \alpha &= \tan^{-1} (4,216) = 76,6^0 \dots\dots\dots(3.4) \end{aligned}$$

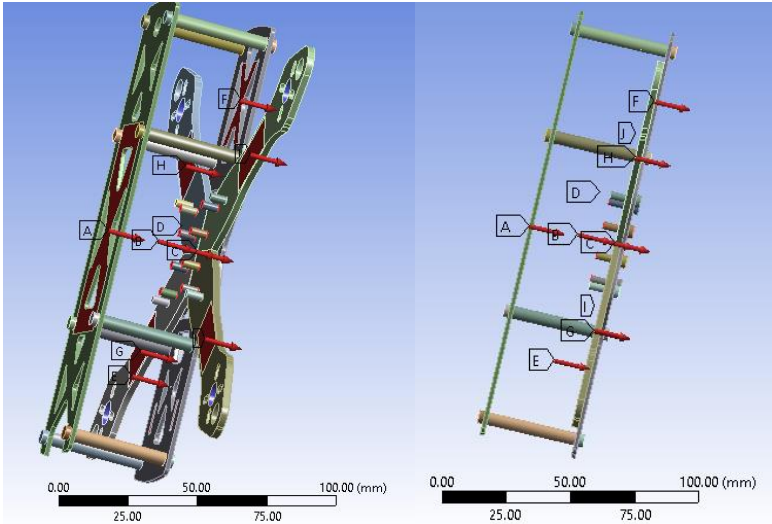
Sehingga jika diagram benda bebas dinamis ini didekati dengan simulasi statis dengan tumpuan yang berada pada masing-masing kedudukan motor, maka *frame* tersebut akan terkena gaya yang berasal dari berat dan gaya inersia masing-masing komponen. Ilustrasi pembebanan statis berikut letaknya ditunjukkan pada gambar 3.5 dan data pembebanannya dapat dilihat pada tabel 3.2.



Gambar 3.4 Gambar diagram benda bebas dinamis *quadcopter*

Tabel 3.2 Tabel data besar pembebanan pada frame

No.	Sumber Pembebanan	Nilai (Newton)		
		X (M.a)	Y (M.g)	Z
A	Baterai	4,9584	-1,176	0
B	Frame	4,5452	-1,078	0
C	PDB	0,49584	-0,1176	0
D	Controller	0,6198	-0,147	0
E	Kamera FPV	0,8264	-0,192	0
F	Transmitter +receiver	0,70244	-0,1666	0
G	ESC 1	0,785	-0,1862	0
H	ESC 2	0,785	-0,1862	0
I	ESC 3	0,785	-0,1862	0
J	ESC 4	0,785	-0,1862	0



Gambar 3.5 Gambar pembebanan statis pada frame

3.1.3.4 Uji Konvergensi

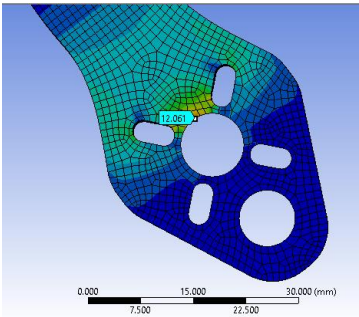
Setelah melalui proses *set up*, model dapat disimulasikan sehingga didapatkan nilai distribusi tegangan *von-misses* dan deformasi total model. Akan tetapi, kita belum tahu apakah hasil ini valid, karena kita belum dapat menyimpulkan apakah bentuk *mesh* yang digunakan tadi sudah benar-benar merepresentasikan domain fisis dari model. Oleh karena itu perlu dilakukan uji konvergensi terhadap beberapa variasi bentuk *mesh*. Penulis memilih *adaptive mesh* dengan metode *multizone* dan memvariasi bentuk *mesh* dengan memvariasikan nilai *element size*, seperti yang ditunjukkan pada tabel 3.3

Semakin kecil ukuran elemen atau semakin banyak elemen memang hasil yang akan dihasilkan akan lebih valid, akan tetapi hal ini akan berpengaruh pada proses simulasi yang memakan waktu lebih lama. Oleh karena itu, uji konvergensi juga diperlukan untuk mengoptimasi validitas hasil dan lama proses simulasi. Uji konvergensi dilakukan dengan cara membuat grafik hubungan antara hasil simulasi besar tegangan pada suatu titik dalam model (gambar 3.6a) dengan variasi beberapa bentuk *meshing*, lihat gambar 3.6b.

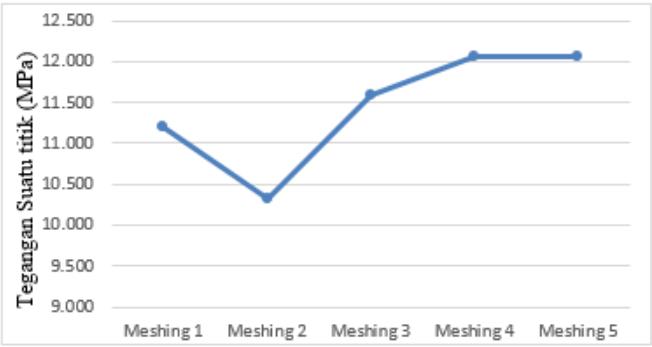
Sehingga dari grafik tersebut dapat kita simpulkan bahwa bentuk *meshing* dimana hasil simulasi tegangan sudah konvergen adalah bentuk *meshing* 4 (gambar 3.7a). Dimana distribusi kualitas masing-masing elemen *mesh* dapat dilihat pada gambar 3.7b.

Tabel 3.3 Tabel variasi bentuk *meshing*

Bentuk <i>meshing</i>	Metode	<i>Element size</i>	Jumlah titik	Jumlah elemen	Tegangan pada suatu titik (MPa)
<i>Meshing</i> 1	<i>Multizone</i>	5 mm	43753	5960	11,209
<i>Meshing</i> 2	<i>Multizone</i>	3 mm	64904	9672	10,321
<i>Meshing</i> 3	<i>Multizone</i>	2 mm	118881	18606	11,588
<i>Meshing</i> 4	<i>Multizone</i>	1 mm	435043	79029	12,061
<i>Meshing</i> 5	<i>Multizone</i>	0,7 mm	1044540	206650	12,063

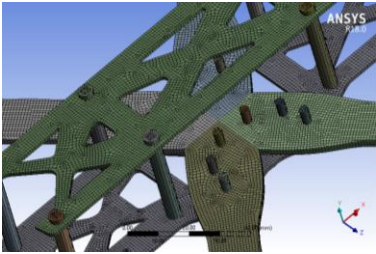


(a)

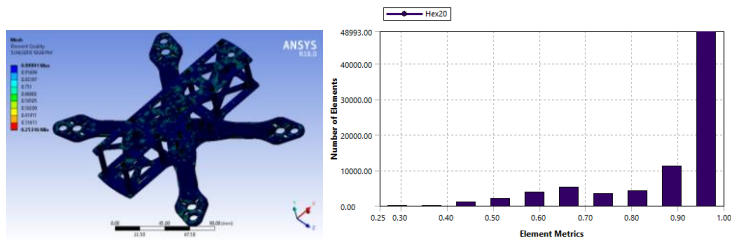


(b)

Gambar 3.6 (a) Titik Uji Konvergensi (b) Grafik hasil uji konvergensi pada beberapa variasi bentuk *mesh*



(a)

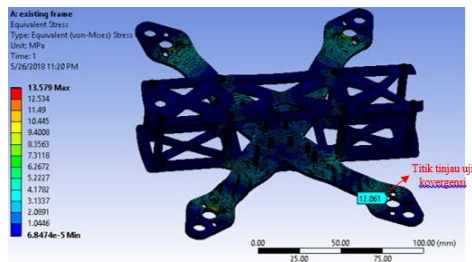


(b)

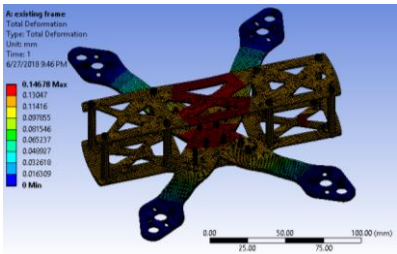
Gambar 3.7 (a) Bentuk *meshing* 4 (b) Kualitas elemen pada bentuk *meshing* 4

3.1.3.5 Analisis hasil simulasi

Hasil yang didapatkan pada simulasi existing frame adalah nilai tegangan von-misses dan besar defleksi total (gambar 3.8), yang mana data tersebut akan digunakan sebagai data acuan atau data standar untuk quadcopter balap “Impulse RC Alien 4 Inch”. Sehingga simulasi polylactic acid frame dilakukan untuk mengukur apakah frame dengan material polylactic acid sudah sesuai dengan standar. Terutama mengenai defleksinya. Karena quadcopter balap sangat sensitif terhadap defleksi yang dianggap terlalu besar. Apabila parameter-parameter tersebut belum terpenuhi, maka model harus didesain ulang dengan menambah ketebalan model dan mengulangi proses simulasi dari awal. Diagram alir pada simulasi tahap awal ini ditunjukkan oleh gambar 3.9

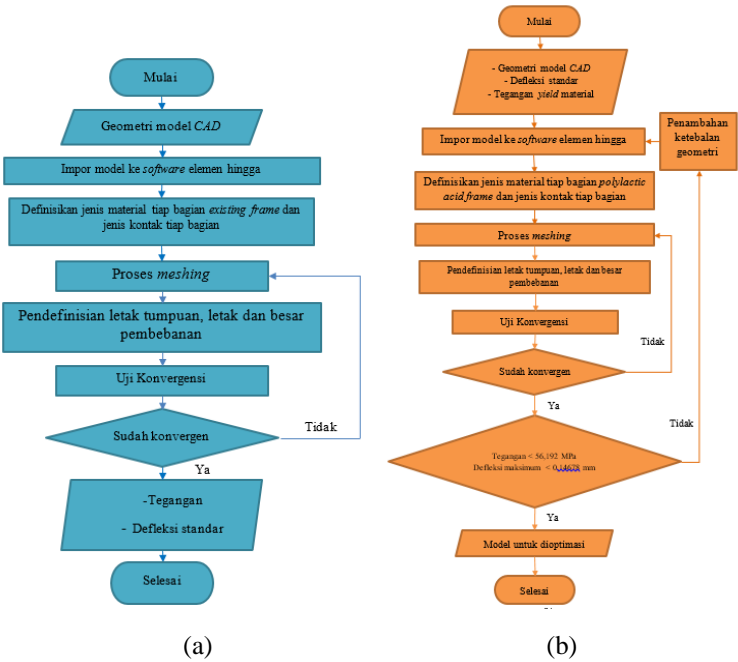


(a)



(b)

Gambar 3.8 Hasil simulasi *existing frame* dengan bentuk *meshing* 4: (a) Distribusi tegangan *von-misses* (b) Distribusi total deformasi pada model



(a)

(b)

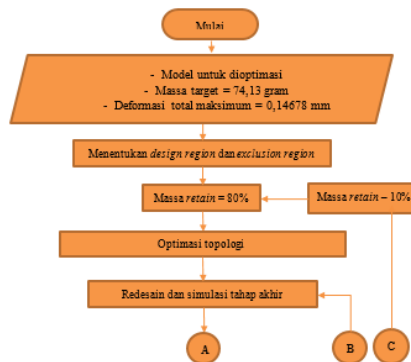
Gambar 3.9 Diagram alir proses simulasi tahap awal pada (a) *existing frame* karbon fiber dan (b) *polylactic acid frame*

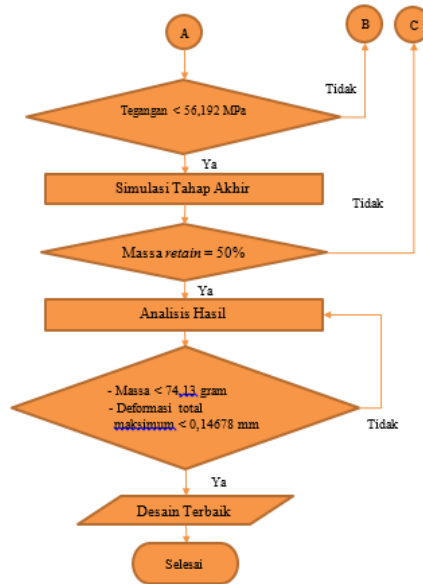
3.1.4 Optimasi Topologi dan Desain Ulang

Optimasi topologi dilakukan untuk tujuan mengurangi massa dari *frame* bermaterial *polylactic acid* (PLA) yang telah mengalami penambahan ketebalan untuk mencapai massa yang minimal sama dengan *frame* yang menggunakan material karbon fiber namun tidak melebihi defleksi standar dan tegangan ijin yang diperbolehkan. Untuk material *polylactic acid*, tegangan ijin yang diperbolehkan sebesar 56,192 MPa.

Sebelum melakukan optimasi topologi, terlebih dahulu harus ditentukan area-area yang tidak boleh dioptimasi, atau biasa disebut dengan *exclusion region*. Karena dalam kenyataannya, ada bagian-bagian dari *frame quadcopter* yang tidak boleh dihilangkan karena sebagai tempat untuk memasang *flight controller*, mur dan baut, motor, kamera, dan lain-lain. Oleh karena itu, pada tahap *modelling* sebelumnya, bagian-bagian yang menjadi *exclusion region* tersebut harus dijadikan bagian sendiri. Sehingga nanti dapat dilakukan pemisahan dalam mendefinisikan *optimization region* dan *exclusion region*. Setelah itu, menentukan berapa massa *frame* yang akan ditinggalkan, atau biasa disebut massa *retain*. Pada simulasi ini, penulis membuat variasi untuk massa *retain* 80%, 70%, 60%, dan 50%.

Hasil simulasi optimasi topologi yang didapatkan tersebut digunakan sebagai referensi untuk mendesain ulang tiap bagian. Sehingga akan kita dapatkan empat variasi desain ulang pada *frame*.





Gambar 3.10 Diagram alir proses optimasi topologi

3.1.5 Analisis Simulasi Tahap Akhir

Beberapa variasi desain tersebut selanjutnya akan disimulasikan kembali pada simulasi tahap akhir ini. Tahapan pada simulasi ini sama persis dengan simulasi tahap awal. Simulasi dilakukan untuk mencari nilai tegangan, nilai *factor of safety*, dan besar defleksi tiap elemen pada beberapa variasi desain ulang.

Sehingga dari beberapa variasi tersebut dapat ditentukan desain paling optimal atau “desain terbaik” dengan mempertimbangkan parameter massa total akhir dan besar defleksinya. Diagram alir proses ini dapat dilihat pada gambar 3.10.

3.1.6 Realisasi dan Uji Coba Hasil Desain Akhir

Setelah didapatkan satu desain yang paling optimal atau “desain terbaik” maka langkah selanjutnya adalah merealisasikan desain tersebut dengan menggunakan *3D printer*. *3D printer* yang

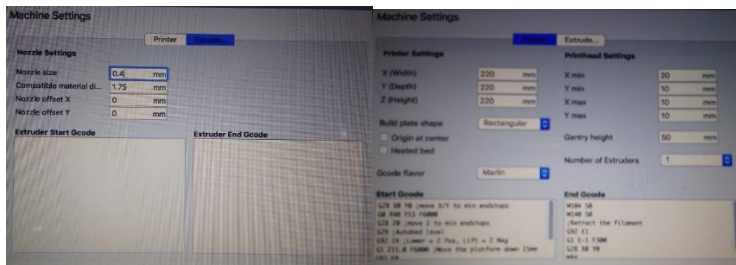
digunakan adalah merk “*Prusa I4 Sunhokey*” dengan metode *Fused Deposition Modelling (FDM)*, gambar 3.11. Ada dua tahap dalam menggunakan *3D printer* jenis ini yaitu tahap *modelling* dan tahap *set up printer*.

Tahap *modelling* dapat menggunakan *software 3D Printer*, salah satunya adalah “*Ultimaker Cura*”. Pada tahap ini, *software* harus diatur sesuai dengan spesifikasi *printer* terlebih dahulu mulai dari dimensi *bed* yang digunakan, ukuran *nozzle*, jumlah *extruder*, dan lain-lain, gambar 3.12. Setelah itu, pembuatan model yang akan dicetak. Bisa dilakukan *modelling* di *software* tersebut dan bisa juga diimpor langsung dari *software CAD*. Langkah selanjutnya adalah pendefinisian model meliputi material yang digunakan, *pattern* pencetakan model, ketebalan dinding model, kerapatan model, kecepatan cetak, dan lain-lain, gambar 3.13. Setelah proses pendefinisian model inilah, *software* akan memberikan rekomendasi terhadap *set up printer* mengenai berapa temperatur *nozzle*, temperatur *bed*, dan lain-lain.

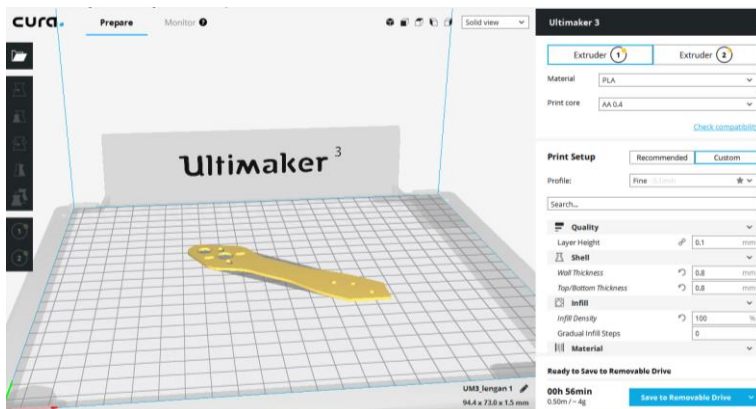


Gambar 3.11 Gambar *3D printer Prusa I4 Sunhokey* sedang melakukan *printing* (dokumentasi pribadi)

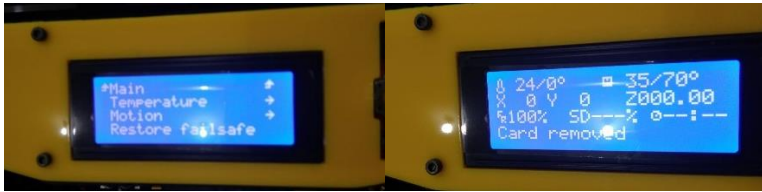
Setelah tahap *modelling* selesai, maka *file modelling* ditransferkan ke dalam *3D printer* dengan menggunakan *driver* untuk dilanjutkan ke tahap *set up printer*. Atur *set up printer* sesuai dengan rekomendasi dari *software* dan kondisi di lapangan, gambar 3.14. Karena bisa saja *set up* pada setiap merk *3D printer* bisa berbeda satu sama lain. Maka untuk mendapatkan *set up printer* dengan hasil yang memuaskan, harus melalui pengalaman uji coba terus menerus. Contoh benda yang telah dicetak oleh *printer* ini seperti pada gambar 3.15.



Gambar 3.12 Gambar spesifikasi *3D printer Prusa 14 Sunhokey* (dokumentasi pribadi)



Gambar 3.13 Gambar pendefinisian model dengan *software* (dokumentasi pribadi)



Gambar 3.14 Gambar proses *set up printer* (dokumentasi pribadi)



Gambar 3.15 Gambar lengan *quadcopter 3D printing* dengan material *polylactic acid* (dokumentasi pribadi)

Hasil *frame quadcopter* tersebut selanjutnya diuji coba secara langsung di lapangan, yaitu dengan memasang semua komponen-komponen elektronika pada *frame* dan diterbangkan oleh *racer professional* sebagaimana pada perlombaan *racing quadcopter* sebenarnya.

3.2 Evaluasi Hasil dan Kesimpulan Penelitian

Pada tahap ini akan membahas mengenai hasil dari tujuan penelitian ini berikut evaluasi-evaluasi serta penelitian yang dapat dilanjutkan kedepannya.

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB IV

HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Hasil Simulasi Tahap Awal

4.1.1 Hasil Simulasi *Existing Frame* Karbon Fiber

Hasil simulasi pada *existing frame* karbon fiber ini dilakukan untuk mendapatkan besar deformasi total maksimum standar dan massa target yang harus dicapai pada proses optimasi dari penelitian ini. Simulasi pada tahap ini sudah dilakukan sebelumnya pada bab 3.1.3 dan didapatkan data sebagai berikut:

Tegangan maksimum yang terjadi pada struktur *frame* sebesar 13,579 MPa yang ditunjukkan warna merah pada gambar 3.8a

Deformasi total maksimum yang terjadi pada *existing frame* yaitu *frame* dari *Impulse RC Alien 4 Inch* ini sebesar 0,14678 mm (gambar 3.8b). Nilai deformasi ini dijadikan sebagai deformasi total standar

Massa total yang meliputi massa *frame* atas, *frame* bawah, dan 4 buah lengan adalah 74,13 gram (tabel 3.1). Nilai ini menjadi massa target optimasi.

Untuk memverifikasi apakah langkah-langkah dalam melakukan proses simulasi di atas sudah tepat, maka perlu membandingkan hasil dari simulasi di atas dengan hasil perhitungan sesuai teori. Dalam hal ini, penulis membandingkan nilai dari gaya reaksi pada keempat tumpuan. Dengan diagram benda bebas seperti pada gambar 3.5 dan tabel 3.2 dengan sumbu kordinat seperti gambar 3.4, maka sesuai perhitungan dirumuskan sebagai

$$\begin{aligned}\sum F_x &= 0 \dots\dots\dots(4.1) \\ F_{Ax} + F_{Bx} + F_{Cx} + F_{Dx} + F_{Ex} + F_{Fx} + F_{Gx} + F_{Hx} + F_{Ix} + F_{Jx} + 4R_x &= 0 \\ (4,9584 \text{ N}) + (4,5452 \text{ N}) + (0,49584 \text{ N}) + (0,6198 \text{ N}) + (0,8264 \text{ N}) \\ + (0,70244 \text{ N}) + (0,785 \text{ N}) + (0,785 \text{ N}) + (0,785 \text{ N}) + (0,785 \text{ N}) + \\ 4R_x &= 0 \\ (15,288 \text{ N}) + 4R_x &= 0 \\ 4R_x &= -15,288 \text{ N}\end{aligned}$$

$$\sum F_y = 0 \dots\dots\dots(4.2)$$

$$F_{Ay} + F_{By} + F_{Cy} + F_{Dy} + F_{Ey} + F_{Fy} + F_{Gy} + F_{Hy} + F_{Iy} + F_{Jy} + 4R_Y = 0$$

$$(-1,176 \text{ N}) + (-1,078 \text{ N}) + (-0,1176 \text{ N}) + (-0,147 \text{ N}) + (-0,192 \text{ N}) +$$

$$(-0,1666 \text{ N}) + (-0,1862 \text{ N}) + (-0,1862 \text{ N}) + (-0,1862 \text{ N}) + (-0,1862 \text{ N}) + 4R_Y = 0$$

$$(-3,622 \text{ N}) + 4R_Y = 0$$

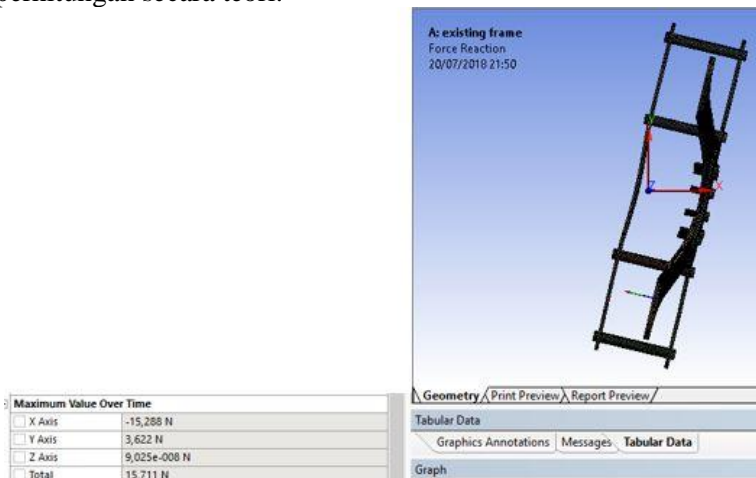
$$4R_Y = -3,622 \text{ N}$$

$$\sum F_z = 0 \dots\dots\dots(4.3)$$

$$(0 \text{ N}) + 4R_Z = 0$$

$$4R_Z = 0$$

Sedangkan nilai gaya reaksi pada tumpuan berdasarkan hasil simulasi dapat dilihat pada gambar 4.1 berikut, dimana pada sumbu X bernilai -15,288 N, pada sumbu Y bernilai 3,622 N, dan pada sumbu Z bernilai $9,025 \times 10^{-8}$ N. Sehingga dapat dikatakan hasil simulasi dapat diverifikasi dengan baik dengan menggunakan perhitungan secara teori.



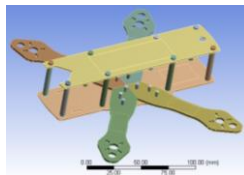
Gambar 4.1 Nilai gaya reaksi pada tumpuan hasil simulasi

4.1.2 Hasil Simulasi Existing Frame Polylactic Acid

Simulasi selanjutnya adalah pada *frame* yang menggunakan material *polylactic acid* dengan ukuran yang sama dengan *existing frame* karbon fiber atau penulis sebut *existing frame polylactic acid*. Akan tetapi detail-detail geometri yang terdapat pada *existing frame* karbon fiber dihilangkan, untuk mengoptimalkan hasil optimasi topologi nanti. Sehingga model dari *existing frame polylactic acid* dapat dilihat pada gambar 4.2.

Simulasi diawali dengan mendefinisikan material dari model. Bagian *frame* atas, *frame* bawah, dan lengan menggunakan material *polylactic acid*, bagian *stand off* menggunakan material alumunium alloy, dan konektor-konektor dengan *structural steel* yang mana sifat-sifat mekaniknya sudah terdapat pada database *software*. Setelah itu mendefinisikan sifat sambungan antar komponen pada model. Seperti simulasi sebelumnya bahwa sambungan mur dan baut dianggap sangat kuat sehingga pada simulasi ini sifat sambungan dapat dianggap “*bonded*”.

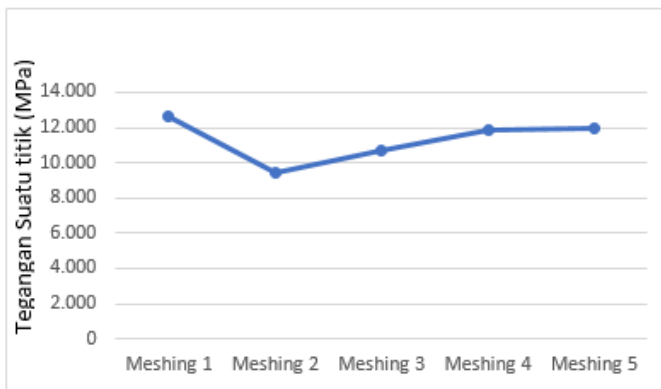
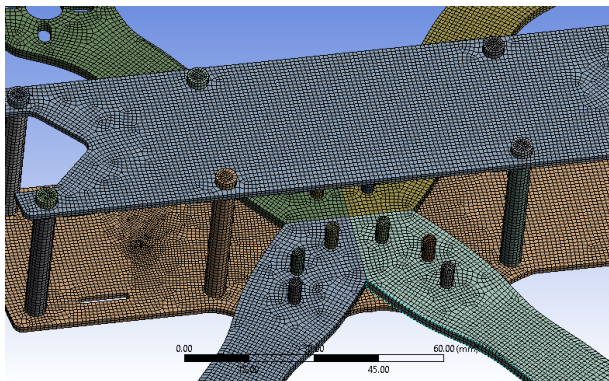
Untuk langkah selanjutnya yaitu proses *set up* yang meliputi pendefinisian letak tumpuan dapat dilihat pada gambar 3.3 dan pendefinisian besar dan letak pembebanan dapat dilihat pada gambar 3.5 dan tabel 3.2. Proses *meshing* dan uji konvergensi juga menggunakan langkah yang sama dengan bab 3.1.3.4 yaitu *adaptive mesh* dengan metode *multizone* dengan variasi *element size*. Dengan kordinat titik tinjau uji konvergensi yang sama dengan gambar 3.8a, didapatkan hasil seperti pada tabel 4.1. Sehingga apabila digrafikkan seperti pada gambar 4.3, maka dapat ditentukan bentuk *meshing* konvergen pada bentuk *meshing* 4, yang mana bentuk dan kualitas elemennya dapat dilihat pada gambar 4.4



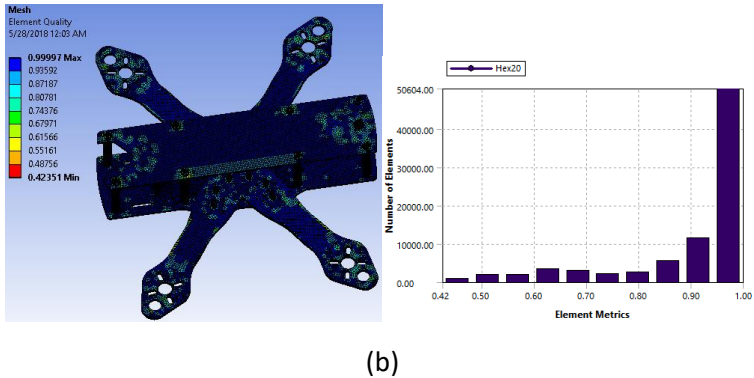
Gambar 4.2 Model existing frame polylactic acid

Tabel 4.1 Tabel uji konvergensi pada *existing frame polylactic acid*

Bentuk meshing	Metode	Element size	Jumlah titik	Jumlah elemen	Tegangan pada suatu titik (MPa)
Meshing 1	Multizone	5 mm	42277	5820	12,599
Meshing 2	Multizone	3 mm	67307	10105	9,3857
Meshing 3	Multizone	2 mm	122093	19187	10,699
Meshing 4	Multizone	1 mm	455361	83503	11,793
Meshing 5	Multizone	0,7 mm	1044540	225773	11,802

Gambar 4.3 Gambar grafik uji konvergensi pada *existing frame polylactic acid*

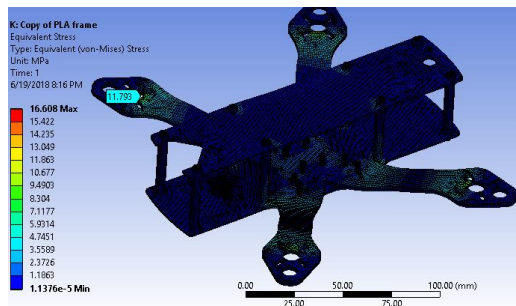
(a)



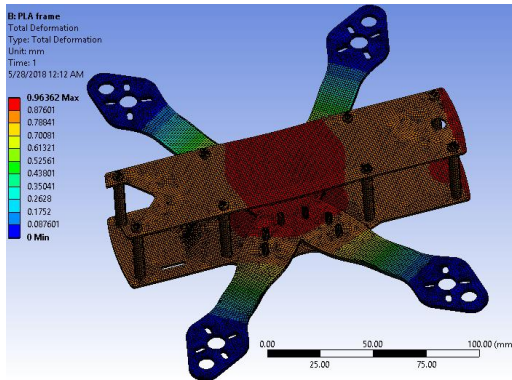
Gambar 4.4 (a) Bentuk *meshing* (b) Kualitas elemen pada *meshing* 4

Setelah dilakukan *solving* pada model tersebut, maka hasil yang dapat disimpulkan pada simulasi *existing frame polylactic acid* ini adalah:

1. Tegangan maksimum yang terjadi pada struktur *frame* sebesar 16,608 yang ditunjukkan oleh warna merah pada gambar 4.5a
2. Deformasi total maksimum yang terjadi pada *existing frame polylactic acid* sebesar 0,96362 mm (gambar 4.5b).
3. Model *existing frame polylactic acid* ini tidak memenuhi deformasi total maksimum standar. Sehingga harus dilakukan penambahan ketebalan pada komponen *frame*.



(a)

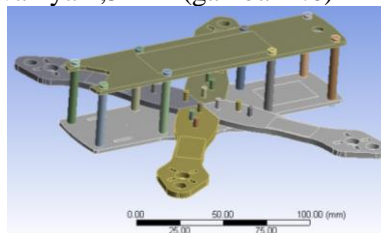


(b)

Gambar 4.5 Hasil simulasi *existing frame polylactic acid*: (a) Distribusi tegangan *von-misses* (b) Deformasi total

4.1.3 Hasil Simulasi *Frame Polylactic Acid* dengan Faktor Penambahan Ketebalan (K)

Seperti pembahasan sebelumnya, dikarenakan model *existing frame polylactic acid* belum memenuhi standar deformasi total maksimum, maka diperlukan adanya penambahan ketebalan pada komponen *frame*. Faktor penambahan ketebalan dimulai dari nilai $K = 1,5$, yang artinya komponen *frame* yang terdiri dari *frame* atas, *frame* bawah, dan lengan ketebalannya masing-masing mejadi 1,5 kalinya. Ketebalan *frame* atas dan *frame* bawah menjadi 2,25 mm dari yang awalnya 1,5 mm dan ketebalan lengan menjadi 3,75 mm dari yang awalnya 2,5 mm (gambar 4.6)

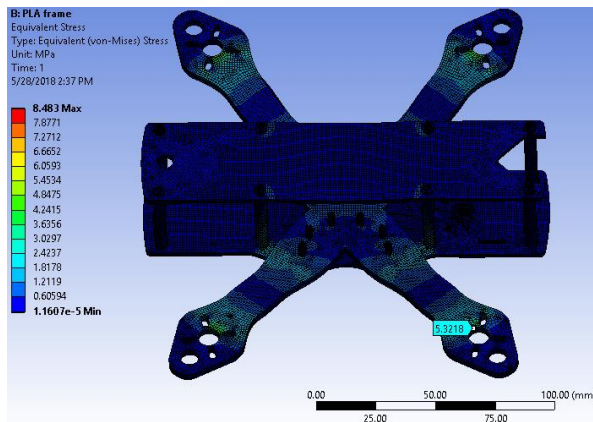


Gambar 4.6 Model *existing frame polylactic acid* dengan $K = 1,5$

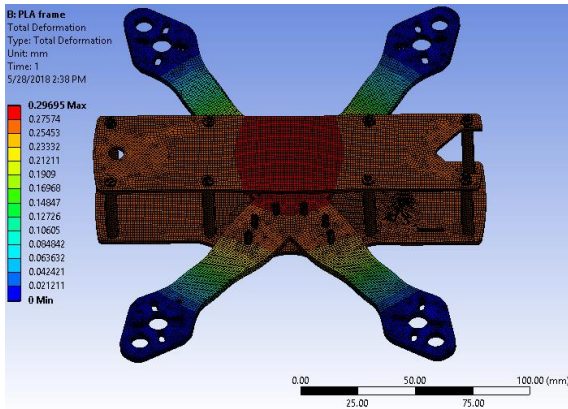
Setelah itu, model disimulasikan dengan langkah-langkah yang sama seperti pada bab 4.1.2 untuk mendapatkan kesimpulan apakah deformasi total maksimum model sudah memenuhi standar atau belum. Setelah dilakukan uji konvergensi, maka dipilihlah bentuk *mesh* yang sesuai yaitu bentuk *adaptive mesh* dengan metode *multizone* dan *element size* 1 mm, yang mana jumlah titiknya adalah 569601 dan jumlah elemennya 110613.

Setelah dilakukan *solving* pada simulasi tersebut, didapatkan kesimpulan sebagai berikut:

1. Tegangan maksimum yang terjadi pada struktur *frame* sebesar 8,483 MPa yang ditunjukkan oleh warna merah pada gambar 4.7a
2. Deformasi total maksimum yang terjadi pada *frame* sebesar 0,29695 mm (gambar 4.7b).
3. Model *frame* ini tidak memenuhi deformasi total maksimum standar, sehingga faktor penambahan ketebalan perlu diperbesar.



(a)



(b)

Gambar 4.7 Hasil simulasi (a) Tegangan *von-misses* (b) Deformasi total pada *frame polylactic acid* dengan $K=1,5$

Ternyata dengan faktor penambahan ketebalan sebesar $K=1,5$ masih belum memenuhi deformasi standar. Sehingga besar faktor penambahan ketebalan masih perlu dirubah lagi. Dengan langkah-langkah simulasi yang sama dengan sebelumnya, tabel 4.2 berikut menunjukkan hasil simulasi dengan beberapa variasi nilai K . Sehingga dapat dilihat bawah *frame polylactic acid* baru memenuhi deformasi total standar setelah diberikan faktor penambahan ketebalan sebesar $K=2$. Simulasi pada *frame polylactic acid* dengan $K=2$ itu sendiri mendapatkan data sebagai berikut:

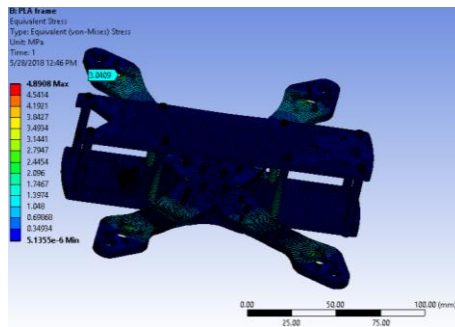
1. Tegangan maksimum yang terjadi pada struktur *frame* sebesar 4,8968 MPa yang ditunjukkan oleh warna merah pada gambar 4.8a
2. Deformasi total maksimum yang terjadi pada *frame* sebesar 0,13135 mm (gambar 4.8b). Model ini memenuhi standar deformasi total maksimum yang besarnya 0,14678 mm.

3. Massa total dari *frame* ini adalah 106,90 gram, di atas massa target yang besarnya adalah 74,13 gram

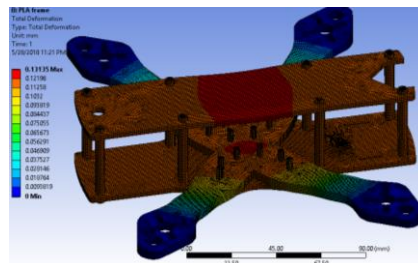
4.

Tabel 4.2 Tabel hasil simulasi pada beberapa desain *frame*

No.	Desain <i>Frame</i>	Tegangan maksimum (MPa)	Deformasi Total Maksimum (mm)	Massa Total (gram)
1	<i>Existing Frame</i> karbon fiber	13,579	0,14613	74,13
2	<i>Existing Frame</i> PLA	16,608	0,96038	53,45
3	<i>Frame</i> PLA dengan $k = 1,5$	8,483	0,29695	80,175
4	<i>Frame</i> PLA dengan $k = 1,75$	6,784	0,1924	93,538
5	<i>Frame</i> PLA dengan $k = 2$	4.8908	0.13135	106.90



(a)



(b)

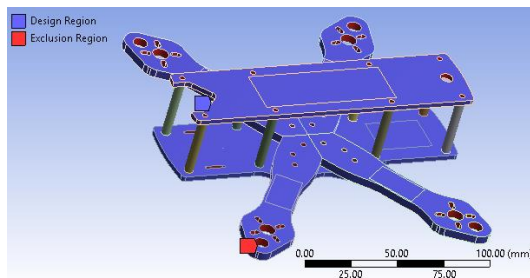
Gambar 4.8 Hasil simulasi (a) Tegangan *von-misses* (b) Deformasi total pada *frame* polylactic acid dengan $K=2$

4.2 Hasil Simulasi Optimasi Topologi

Dari simulasi sebelumnya didapatkan bahwa desain *frame polylactic acid* yang memenuhi standar deformasi total adalah *frame* dengan faktor penambahan ketebalan $K=2$. Akan tetapi dengan desain *frame* tersebut, massa total dari *frame* menjadi sebesar 106,90 gram, di atas dari target massa yang ingin dicapai yaitu sebesar 74,13 gram. Oleh karena itu, dilakukan optimasi topologi untuk mengurangi massa *frame* yang sebesar 106,90 gram menjadi maksimal sebesar 74,13 gram (69,34% dari massa awal).

Optimasi topologi diawali dengan menentukan bagian mana yang akan dioptimasi atau biasa dikenal dengan *design region* dan bagian mana yang dipertahankan atau dikenal *exclusion region* yang ditunjukkan oleh gambar 4.9 berikut. Bagian *design region* meliputi *frame* atas, *frame* bawah, dan keempat lengan yang ditunjukkan oleh warna biru, dan bagian *exclusion region* meliputi luasan lubang-lubang sebagai tempat mur-baut, dudukan motor, dudukan kamera, dan tempat antena yang ditunjukkan oleh warna merah.

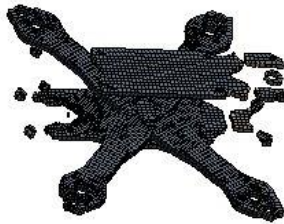
Setelah itu, mendefinisikan besar massa *frame* yang ingin dipertahankan atau biasa dikenal dengan massa *retain*. Massa *retain* dinyatakan dengan presentase. Pada penelitian ini, penulis memilih variasi massa *retain* sebesar 80%, 70%, 60%, dan 50%.



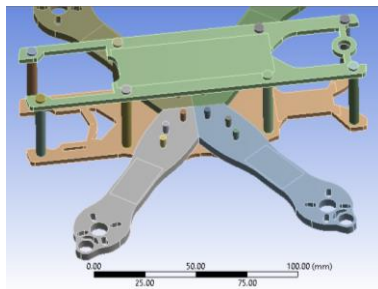
Gambar 4.9 Bagian *design region* dan *exclusion region* pada model yang akan dioptimasi

4.2.1 Hasil Simulasi Optimasi Topologi dan *Redesain* untuk Massa *Retain* 80%

Setelah massa *retain* ditentukan sebesar 80% dan dilakukan *solving* pada simulasi tersebut, maka didapatkan geometri *frame* seperti pada gambar 4.10 berikut. Akan tetapi pada hasil optimasi tersebut masih terdapat bagian geometri yang masih kasar atau bahkan terputus, sehingga perlu dilakukan *smoothing* atau memperhalus dan mendesain ulang geometri model agar desain tersebut dapat realistis untuk dilakukan manufaktur. Hasil dari proses *smoothing* ini ditunjukkan pada gambar 4.11. Dan hasil akhir dari optimasi topologi dengan massa *retain* 80% ini dapat mengurangi massa *frame* menjadi 87,88 gram atau sebesar 82,2% dari massa awal.



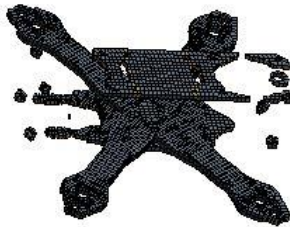
Gambar 4.10 Hasil optimasi topologi pada *frame* dengan massa *retain* 80%



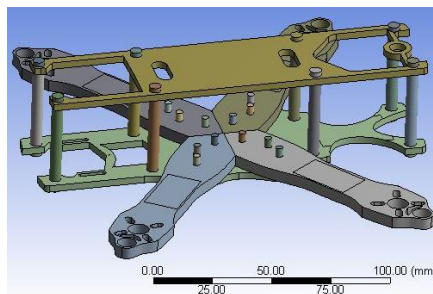
Gambar 4.11 Hasil *redesain* pada *frame* dengan massa *retain* 80%

4.2.2 Hasil Simulasi Optimasi Topologi dan *Redesain* untuk Massa *Retain* 70%

Setelah massa *retain* ditentukan sebesar 70% dan dilakukan *solving* pada simulasi tersebut, maka didapatkan geometri *frame* seperti pada gambar 4.12 berikut. Akan tetapi pada hasil optimasi tersebut masih terdapat bagian geometri yang masih kasar atau bahkan terputus, sehingga perlu dilakukan *smoothing* atau memperhalus untuk kemudian *redesain* geometri model agar desain tersebut dapat realistis untuk dilakukan manufaktur. Hasil dari proses *redesain* ini ditunjukkan pada gambar 4.13. Dan hasil akhir dari optimasi topologi dengan massa *retain* 70% ini dapat mengurangi massa *frame* menjadi 82,27 gram atau sebesar 76,9% dari massa awal.



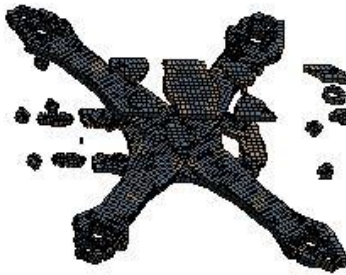
Gambar 4.12 Hasil optimasi topologi pada *frame* dengan massa *retain* 70%



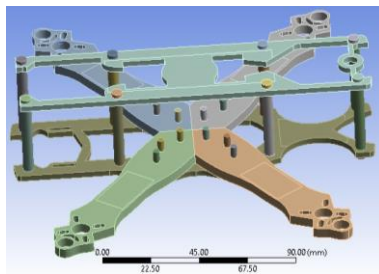
Gambar 4.13 Hasil *redesain* pada *frame* dengan massa *retain* 70%

4.2.3 Hasil Simulasi Optimasi Topologi dan *Redesain* untuk Massa *Retain* 60%

Setelah massa *retain* ditentukan sebesar 60% dan dilakukan *solving* pada simulasi tersebut, maka didapatkan geometri *frame* seperti pada gambar 4.14 berikut. Akan tetapi pada hasil optimasi tersebut masih terdapat bagian geometri yang masih kasar atau bahkan terputus, sehingga perlu dilakukan *smoothing* atau memperhalus untuk kemudian *redesain* geometri model agar desain tersebut dapat realistis untuk dilakukan manufaktur. Hasil dari proses *redesain* ini ditunjukkan pada gambar 4.15. Dan hasil akhir dari optimasi topologi dengan massa *retain* 60% ini dapat mengurangi massa *frame* menjadi 74,11 gram atau sebesar 69,32% dari massa awal.



Gambar 4.14 Hasil optimasi topologi pada *frame* dengan massa *retain* 60%

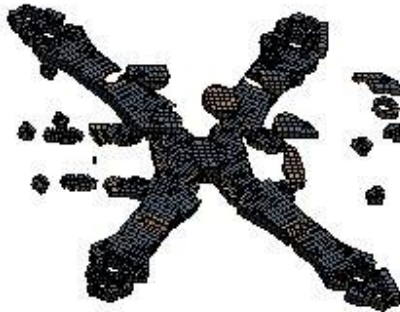


Gambar 4.15 Hasil *redesain* pada *frame* dengan massa *retain* 60%

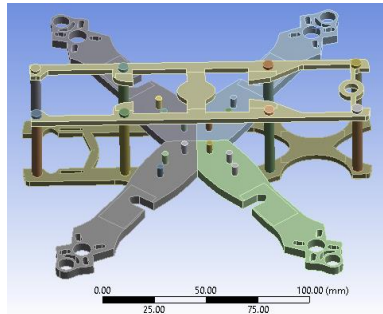
4.2.4 Hasil Simulasi Optimasi Topologi dan *Redesain* untuk Massa *Retain* 50%

Setelah massa *retain* ditentukan sebesar 50% dan dilakukan *solving* pada simulasi tersebut, maka didapatkan geometri *frame* seperti pada gambar 4.16 berikut. Akan tetapi pada hasil optimasi tersebut masih terdapat bagian geometri yang masih kasar atau bahkan terputus, sehingga perlu dilakukan *smoothing* atau memperhalus untuk kemudian *redesain* geometri model agar desain tersebut dapat realistis untuk dilakukan manufaktur. Hasil dari proses *redesain* ini ditunjukkan pada gambar 4.17. Dan hasil akhir dari optimasi topologi dengan massa *retain* 50% ini dapat mengurangi massa *frame* menjadi 67,85 gram atau sebesar 63,47% dari massa awal.

Rangkuman dari hasil simulasi optimasi topologi dengan massa *retain* 80%, 70%, 60%, dan 50% dapat dilihat pada tabel 4.3 berikut.



Gambar 4.16 Hasil optimasi topologi pada *frame* dengan massa *retain* 50%



Gambar 4.17 Hasil *redesain* pada *frame* dengan massa *retain* 50%

Tabel 4.3 Tabel rangkuman hasil dari simulasi optimasi topologi

Massa Retain	Massa setelah optimasi topologi (gram)	Massa setelah redesain (gram)
80%	86,12	87,88
70%	76,08	82,27
60%	69,77	74,11
50%	62,25	67,85

4.3 Hasil Simulasi Tahap Akhir

Setelah didapatkan 4 variasi desain akhir *frame polylactic acid* di atas, maka selanjutnya adalah melakukan simulasi *static structural* kembali pada masing-masing variasi desain akhir tersebut. Simulasi dilakukan untuk mendapatkan hasil distribusi tegangan *von-misses* dan deformasi total maksimum.

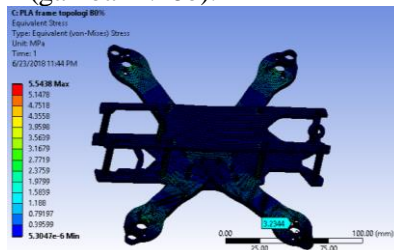
4.3.1 Hasil Simulasi Tahap Akhir pada Model *Frame* dengan Massa *Retain* 80%

Langkah-langkah simulasi *static structural* pada simulasi tahap akhir ini sama dengan langkah-langkah pada simulasi tahap

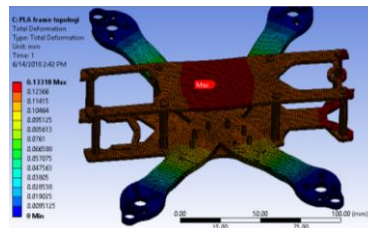
awal. Hanya saja, pada tahap ini penulis merubah metode *meshing* menjadi metode *hex dominant* dikarenakan metode *multizone* tidak dapat digunakan lagi karena geometri model yang cukup kompleks. Setelah dilakukan uji konvergensi, maka dipilihlah bentuk *mesh* yang sesuai yaitu bentuk *adaptive mesh* dengan metode *hex dominant* dan *element size* 1 mm, yang mana jumlah titiknya adalah 531217 dan jumlah elemennya 135980.

Setelah dilakukan *solving* pada simulasi tersebut, didapatkan data sebagai berikut:

1. Tegangan maksimum yang terjadi pada struktur *frame* sebesar 5,5438 MPa yang ditunjukkan oleh warna merah pada gambar 4.18a
2. Deformasi total maksimum yang terjadi pada *frame* sebesar 0,13318 mm (gambar 4.18b).



(a)



(b)

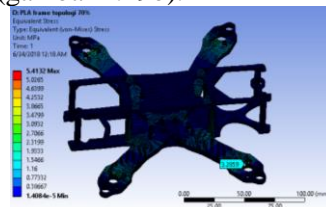
Gambar 4.18 Hasil simulasi (a) Tegangan *von-misses* dan (b) Deformasi total pada *frame polylactic acid* setelah dioptimasi dengan massa *retain* 80%

4.3.2 Hasil Simulasi Tahap Akhir pada Model *Frame* dengan Massa *Retain* 70%

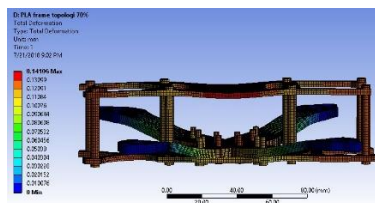
Langkah-langkah simulasi *static structural* pada simulasi tahap akhir ini sama dengan langkah-langkah pada simulasi tahap awal. Hanya saja, pada tahap ini penulis merubah metode *meshing* menjadi metode *hex dominant* dikarenakan metode *multizone* tidak dapat digunakan lagi karena geometri model yang cukup kompleks. Setelah dilakukan uji konvergensi, maka dipilihlah bentuk *mesh* yang sesuai yaitu bentuk *adaptive mesh* dengan metode *hez dominant* dan *element size* 1 mm, yang mana jumlah titiknya adalah 509958 dan jumlah elemennya 130569.

Setelah dilakukan *solving* pada simulasi tersebut, didapatkan data sebagai berikut:

1. Tegangan maksimum yang terjadi pada struktur *frame* sebesar 5,4132 MPa yang ditunjukkan oleh gambar merah pada gambar 4.19a
2. Deformasi total maksimum yang terjadi pada *frame* sebesar 0,14106 mm (gambar 4.19b).



(a)



(b)

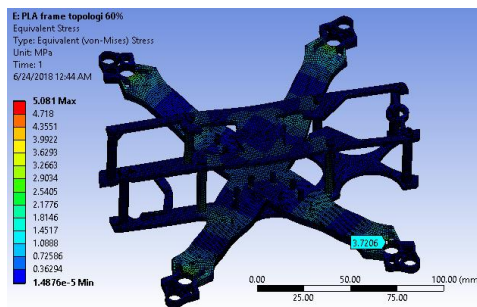
Gambar 4.19 Hasil simulasi (a) Tegangan *von-misses* dan (b) Deformasi total pada *frame polylactic acid* setelah dioptimasi dengan massa *retain* 70%

4.3.3 Hasil Simulasi Tahap Akhir pada Model *Frame* dengan Massa *Retain* 60%

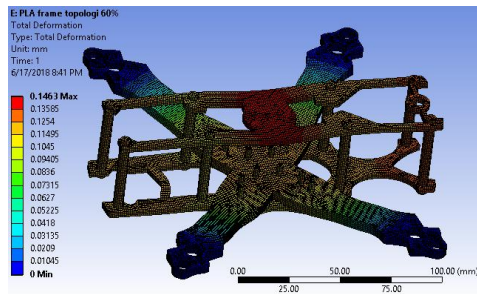
Langkah-langkah simulasi *static structural* pada simulasi tahap akhir ini sama dengan langkah-langkah pada simulasi tahap awal. Hanya saja, pada tahap ini penulis merubah metode *meshing* menjadi metode *hex dominant* dikarenakan metode *multizone* tidak dapat digunakan lagi karena geometri model yang cukup kompleks. Setelah dilakukan uji konvergensi, maka dipilihlah bentuk *mesh* yang sesuai yaitu bentuk *adaptive mesh* dengan metode *hex dominant* dan *element size* 1 mm, yang mana jumlah titiknya adalah 474170 dan jumlah elemennya 121576.

Setelah dilakukan *solving* pada simulasi tersebut, didapatkan data sebagai berikut:

1. Tegangan maksimum yang terjadi pada struktur *frame* sebesar 5,081 MPa yang ditunjukkan oleh warna merah pada gambar 4.20a
2. Deformasi total maksimum yang terjadi pada *frame* sebesar 0,1463 mm (gambar 4.20b).



(a)



(b)

Gambar 4.20 Hasil simulasi (a) Tegangan *von-misses* dan (b) Deformasi total pada *frame polylactic acid* setelah dioptimasi dengan massa *retain* 60%

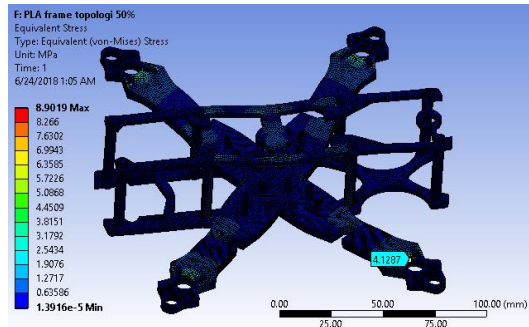
4.3.4 Hasil Simulasi Tahap Akhir pada Model *Frame* dengan Massa *Retain* 50%

Langkah-langkah simulasi *static structural* pada simulasi tahap akhir ini sama dengan langkah-langkah pada simulasi tahap awal. Hanya saja, pada tahap ini penulis merubah metode *meshing* menjadi metode *hex dominant* dikarenakan metode *multizone* tidak dapat digunakan lagi karena geometri model yang cukup kompleks. Setelah dilakukan uji konvergensi, maka dipilihlah bentuk *mesh* yang sesuai yaitu bentuk *adaptive mesh* dengan metode *hex dominant* dan *element size* 1 mm, yang mana jumlah titiknya adalah 444977 dan jumlah elemennya 114292.

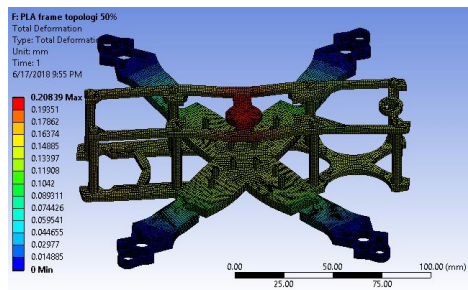
Setelah dilakukan *solving* pada simulasi tersebut, didapatkan data sebagai berikut:

1. Tegangan maksimum yang terjadi pada struktur *frame* sebesar 8,9019 MPa yang ditunjukkan oleh warna merah pada gambar 4.21a
2. Deformasi total maksimum yang terjadi pada *frame* sebesar 0,20839 mm (gambar 4.21b).

Rangkuman hasil dari simulasi tahap akhir dapat dilihat pada tabel 4.4 berikut.



(a)



(b)

Gambar 4.21 Hasil simulasi (a) Tegangan *von-misses* dan (b) Deformasi total pada *frame polylactic acid* setelah dioptimasi dengan massa *retain* 50%

Tabel 4.4 Tabel rangkuman hasil dari simulasi tahap akhir

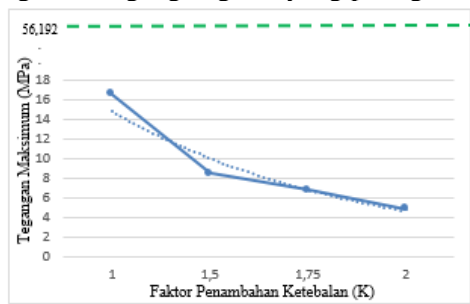
Massa Retain	Tegangan Maksimum (MPa)	Deformasi Total Maksimum (mm)
80%	5,5438	0,13318
70%	5,4132	0,14106
60%	5,081	0,1463
50%	8,9019	0,20839

4.4 Analisis Hasil Simulasi

Setelah semua data dari hasil simulasi tersebut didapatkan, maka selanjutnya adalah menganalisis data-data tersebut. Analisis dilakukan untuk membandingkan hasil simulasi dengan teori dan juga menentukan desain mana yang menjadi desain terbaik.

4.4.1 Analisis Hasil Simulasi Tahap Awal

Apabila tabel 4.2 pada baris tegangan maksimum dibentuk dalam grafik, maka akan terbentuk grafik seperti pada gambar 4.22 di atas. Grafik tersebut menunjukkan bagaimana hubungan antara tegangan maksimum dengan faktor penambahan ketebalan *frame*. Dari grafik tersebut dapat dilihat bahwa hubungan antara tegangan maksimum dengan faktor penambahan ketebalan memiliki *trendline* menurun secara eksponensial, yang artinya semakin besar nilai faktor penambahan ketebalan maka nilai deformasi total maksimum *frame* akan semakin menurun. Dari grafik tersebut juga dapat dilihat bahwa batas tegangan *yield* material *polylactic acid* (ditunjukkan oleh garis putus-putus warna hijau) jauh diatas nilai tegangan maksimum pada tiap-tiap nilai faktor penambahan ketebalan, yang artinya keempat desain tersebut sangat aman. Tegangan terbesar terletak pada daerah di sekitar kedudukan motor. Hal ini dikarenakan pada proses simulasi, daerah tersebut adalah daerah yang paling dekat dengan tumpuan yang bersifat “*fixed*”. Sehingga mengalami tegangan geser yang paling besar.



Gambar 4.22 Grafik hubungan tegangan maksimum dengan faktor penambahan ketebalan

Secara teori, dengan diagram benda bebas seperti gambar 3.5, tegangan *von-misses* terbesar disebabkan oleh tegangan *bending* yang mana secara matematis dirumuskan sebagai persamaan 4.4 berikut.

$$\sigma_b = \frac{M c}{I} \dots \dots \dots (4.4)$$

dimana: M = resultan momen internal pada suatu titik

c = jarak tegak lurus suatu titik terhadap sumbu netral

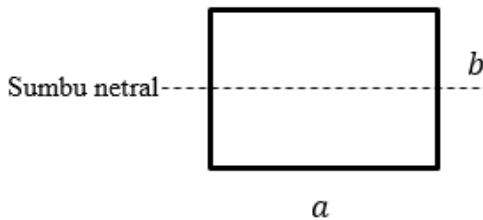
I = momen inersia luas penampang

struktur terhadap

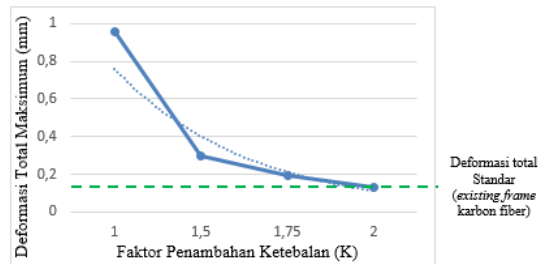
sumbu netral

jika luas penampang struktur tersebut berbentuk segi panjang, maka nilai momen inerti (I) adalah, $I = \frac{1}{12} a b^3$ (lihat gambar 4.23). Memperbesar nilai faktor penambahan ketebalan (K) sejatinya memperbesar nilai *b* pada gambar 4.23 yang artinya memperbesar nilai I secara eksponensial. Dan sesuai persamaan 4.4, hal tersebut memperkecil nilai tegangan pada suatu titik (σ_b).

Baik hasil secara simulasi maupun secara teori menunjukkan kesimpulan yang sama, yaitu semakin besar nilai K, maka nilai tegangan maksimum akan semakin menurun secara eksponensial. Sehingga hasil simulasi tersebut sudah sesuai dengan dasar teori yang ada.



Gambar 4.23 Geometri penampang struktur yang berbentuk persegi panjang



Gambar 4.24 Grafik hubungan deformasi total maksimum dengan faktor penambahan ketebalan

Apabila tabel 4.2 pada baris deformasi total maksimum dibentuk dalam grafik, maka akan terbentuk grafik seperti pada gambar 4.24 di atas. Grafik tersebut menunjukkan bagaimana hubungan antara deformasi total maksimum dengan faktor penambahan ketebalan *frame*. Dari grafik tersebut dapat dilihat bahwa hubungan antara deformasi total maksimum dengan faktor penambahan ketebalan memiliki *trendline* menurun secara eksponensial, yang artinya semakin besar nilai faktor penambahan ketebalan maka nilai deformasi total maksimum *frame* akan semakin menurun. Dari grafik tersebut juga terdapat garis batas deformasi total standar (ditunjukkan oleh garis putus-putus warna hijau) sebesar 0,14678 mm yang mana area di atas garis tersebut adalah area ditolak karena melebihi nilai deformasi total maksimum standar dan area di bawah garis tersebut adalah area diterima. *Trendline* grafik memasuki area diterima saat nilai $K=2$, sehingga desain yang diterima adalah desain dengan nilai $K=2$. Garis hijau putus-putus tersebut juga menunjukkan bahwa *frame* dengan ketebalan yang sama (*existing frame* karbon fiber dan *polylactic acid* dengan $K=1$) akan memiliki nilai deformasi total yang berbeda apabila material *frame* tersebut berbeda.

Secara teori, besar deformasi total *frame* disebabkan oleh adanya defleksi yang terjadi pada elemen-elemen penyusun *frame* yang mana secara matematis dirumuskan sebagai persamaan 4.5 berikut.

$$\frac{d^2v}{dx} = \frac{M(x)}{EI} \dots\dots\dots(4.5)$$

dimana:

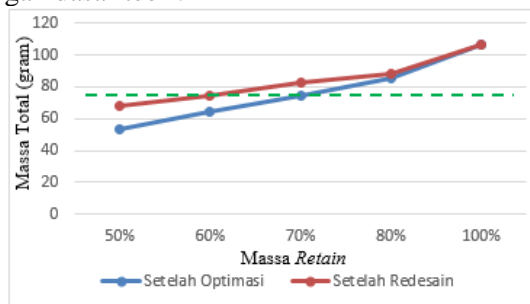
$M(x)$ = resultan momen internal struktur pada titik yang
berjarak x dari titik acuan

E = modulus elastisitas material elemen

I = momen inersia luas penampang struktur terhadap
sumbu netral

dapat dilihat bahwa semakin besar nilai E atau I , akan memperkecil nilai defleksi struktur (v). Sehingga struktur dengan material karbon fiber akan memiliki nilai defleksi lebih kecil daripada dengan material *polylactic acid* karena karbon fiber memiliki nilai modulus elastisitas yang lebih besar daripada *polylactic acid*. Dan selain itu bertambahnya ketebalan struktur akan memperkecil nilai I dan defleksi. Besar deformasi total terbesar terletak pada daerah *frame* atas yang menopang baterai. Hal ini dikarenakan daerah tersebut adalah daerah yang jauh dari titik tumpu dan terkena gaya yang paling besar karena massa baterai yang paling besar, sehingga pada daerah tersebut mengalami defleksi paling besar yang mengakibatkan deformasi total paling besar.

Baik hasil secara simulasi maupun secara teori menunjukkan kesimpulan yang sama. Sehingga hasil simulasi tersebut sudah sesuai dengan dasar teori.



Gambar 4.25 Grafik hubungan massa setelah optimasi dan setelah redesain terhadap massa *retain*

4.4.2 Analisis Hasil Simulasi Optimasi Topologi

Apabila tabel 4.3 dibentuk dalam grafik, maka akan terbentuk grafik seperti pada gambar 4.25 berikut. Grafik tersebut menunjukkan bagaimana hubungan antara massa *frame* setelah dioptimasi (garis grafik berwarna biru) dan setelah redesain (garis grafik berwarna merah) dengan massa yang dipertahankan dalam proses optimasi (massa *retain*). Dari grafik tersebut dapat dilihat bahwa hubungan antara massa total *frame* setelah dioptimasi dengan massa *retain* memiliki *trendline* menaik secara linier sedangkan hubungan massa total *frame* setelah redesain semakin besar nilai massa *retain* maka massa total setelah optimasi dan setelah redesain akan membesar pula meski berbeda sifat.

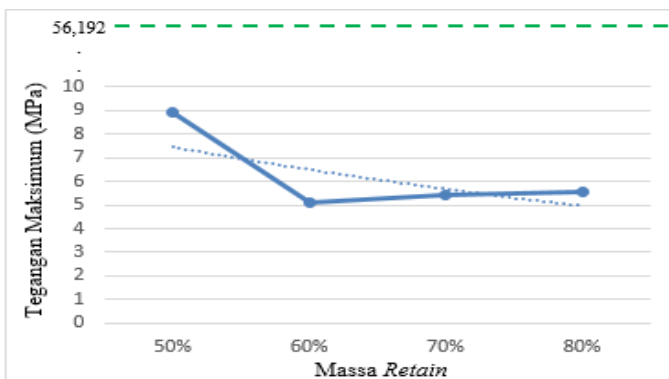
Dari grafik tersebut juga dapat dilihat bahwa proses redesain membuat massa total *frame* menjadi lebih besar dan tidak linier. Hal ini dikarenakan hasil dari optimasi topologi pada *frame* membuat geometri *frame* terputus sehingga sangat tidak mungkin untuk dimanufaktur. Sehingga perlu adanya penambahan geometri pada area tersebut dan hal itulah yang menyebabkan proses redesain membuat massa total *frame* lebih besar. Pada grafik di atas juga terdapat batas massa target, yaitu 74,14 gram (ditunjukkan oleh garis putus-putus berwarna hijau), dimana area di atas garis adalah area ditolak karena melebihi massa target dan area di bawahnya adalah area diterima. Saat setelah dioptimasi, massa *retain* yang berada pada area diterima adalah 70%, 60%, dan 50% akan tetapi setelah redesain, massa *retain* yang diterima menjadi hanya massa *retain* 60% dan 50% saja.

4.4.3 Analisis Hasil Simulasi Tahap Akhir

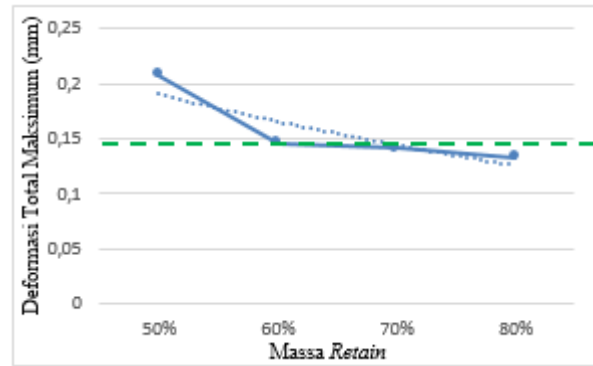
Apabila tabel 4.4 pada baris tegangan maksimum dibentuk dalam grafik, maka akan terbentuk grafik seperti pada gambar 4.26 berikut. Grafik tersebut menunjukkan bagaimana hubungan antara tegangan maksimum dengan desain *frame* setelah redesain massa *retain*. Dari grafik tersebut dapat dilihat bahwa hubungan antara tegangan maksimum dengan desain *frame* setelah redesain massa *retain* memiliki *trendline* yang cukup fluktuatif, dimana terjadi

penurunan saat massa *retain* 60% akan tetapi setelah itu menaik kembali. Dari grafik tersebut juga dapat dilihat bahwa batas tegangan *yield* material *polylactic acid* (ditunjukkan oleh garis putus-putus warna hijau) jauh diatas nilai tegangan maksimum pada tiap-tiap nilai massa *retain*, yang artinya keempat desain tersebut sangat aman. Tegangan terbesar terletak pada daerah di sekitar dudukan motor. Hal ini dikarenakan pada proses simulasi, daerah tersebut adalah daerah yang paling dekat dengan tumpuan yang bersifat “*fixed*”. Sehingga mengalami tegangan geser yang paling besar.

Secara teori, dengan diagram benda bebas seperti gambar 3.5, tegangan *von-misses* terbesar disebabkan oleh tegangan *bending* yang sebagaimana sudah dijelaskan sebelumnya bahwa nilai tegangan tersebut berbanding terbalik dengan besar momen inersia *frame* (I). Berkurangnya area geometri pada *frame* karena proses optimasi topologi menyebabkan berkurangnya elemen-elemen penyusun struktur *frame*. Hal ini berakibat pada berkurangnya total momen inersia *frame* (I). Sehingga semakin kecil massa yang dipertahankan atau massa *retain* berakibat pada semakin besar tegangan maksimum *von-misses*. Jadi, secara teori seharusnya grafik 4.26 di atas memiliki *trendline* menurun secara eksponensial.



Gambar 4.26 Grafik hubungan tegangan maksimum dengan massa *retain*



Gambar 4.27 Grafik hubungan deformasi total maksimum dengan massa *retain*

Terjadi ketidaksesuaian antara hasil dari proses simulasi dengan teori. Hal ini bisa terjadi karena banyak faktor. Terutama dikarenakan bentuk dari *frame* itu sendiri yang cukup kompleks sehingga pada area-area tertentu menghasilkan momen internal yang besar, yang mana hal ini juga mempengaruhi nilai dari tegangan pada area tersebut. Kesalahan juga bisa saja terjadi pada proses simulasi. Terutama pada proses *meshing*. Karena tidak semua elemen hingga yang digunakan sebagai bentuk *mesh* memiliki kualitas elemen yang bagus. Ada sebagian kecil area pada geometri yang memiliki kualitas elemen yang kurang bagus.

Apabila tabel 4.4 pada baris deformasi total maksimum dibentuk dalam grafik, maka akan terbentuk grafik seperti pada gambar 4.27 di atas. Grafik tersebut menunjukkan bagaimana hubungan antara deformasi total maksimum dengan desain *frame* setelah redesign massa *retain*. Dari grafik tersebut dapat dilihat bahwa hubungan antara deformasi total maksimum dengan desain *frame* setelah redesign massa *retain* memiliki *trendline* menurun secara eksponensial, yang artinya semakin besar nilai desain *frame* setelah redesign massa *retain* maka nilai deformasi total maksimum *frame* akan semakin menurun. Dari grafik tersebut juga terdapat garis batas deformasi total standar (ditunjukkan oleh garis

putus-putus warna hijau) yang mana area di atas garis tersebut adalah area ditolak karena melebihi nilai deformasi total maksimum standar dan area di bawah garis tersebut adalah area diterima. *Trendline* grafik memasuki area diterima saat redesain massa *retain* 70%, sehingga desain yang diterima adalah desain dengan redesain massa *retain* 70% dan 80%. Besar deformasi total terbesar terletak pada daerah *frame* atas yang menopang baterai. Hal ini dikarenakan daerah tersebut adalah daerah yang jauh dari titik tumpu dan terkena gaya yang paling besar karena massa baterai yang paling besar, sehingga pada daerah tersebut mengalami defleksi paling besar yang mengakibatkan deformasi total paling besar.

Secara teori, besar deformasi total *frame* disebabkan oleh adanya defleksi yang terjadi pada elemen-elemen penyusun *frame* yang mana secara matematis dirumuskan sebagai persamaan 4.5, dimana dapat dilihat bahwa besar defleksi elemen struktur berbanding terbalik dengan nilai momen inertiya penampang *frame*. Berkurangnya area geometri pada *frame* karena proses optimasi topologi menyebabkan berkurangnya elemen-elemen penyusun struktur *frame*. Hal ini berakibat pada berkurangnya total momen inersia *frame* (I). Sehingga semakin kecil massa yang dipertahankan atau massa *retain* berakibat pada semakin besar nilai deformasi total maksimum.

Baik hasil secara simulasi maupun secara teori menunjukkan kesimpulan yang sama. Sehingga hasil simulasi tersebut sudah sesuai dengan dasar teori.

Dalam menentukan desain terbaik dari keempat desain yang ada terdapat tiga jenis kriteria yang harus dipenuhi. Pertama adalah kriteria besar tegangan maksimum pada *frame*, yang mana besar tegangan maksimum pada *frame* harus berada di bawah besar tegangan *yield* material *polylactic acid*. Berdasarkan analisis pada grafik 4.26 sebelumnya diketahui bahwa keempat desain sudah memenuhi kriteria ini semua. Kriteria kedua adalah massa total *frame*, dimana massa total *frame* tidak boleh melebihi massa target yang sudah ditentukan. Berdasarkan analisis pada grafik 4.25

sebelumnya didapatkan bahwa hanya dua desain yang lolos dari kriteria ini yaitu desain hasil redesain dari massa *retain* 50% dan 60%. Selanjutnya kriteria terakhir yaitu kriteria besar deformasi total maksimum dari *frame*, yang mana besar deformasi total maksimum tidak boleh melebihi nilai deformasi total maksimum standar yang sudah didapatkan. Dari kriteria ini, desain yang memenuhi adalah desain hasil redesain dari massa *retain* 60%, 70%, dan 80%.

Sehingga dapat disimpulkan bahwa desain yang telah memenuhi tiga kriteria sebagai desain terbaik adalah desain hasil redesain dari massa *retain* 60%, yang mana geometri pada desain ini dapat dilihat pada gambar 4.15, dan gambar teknik tiap bagiannya bisa dilihat pada lampiran.

4.5 Hasil Realisasi dan Uji Coba Desain Akhir

Berdasarkan analisis pada sub-bab sebelumnya, dipilihlah desain *frame* yang ditunjukkan oleh gambar 4.15 sebagai desain yang akan dimanufaktur dan diuji coba performanya.

4.5.1 Hasil Realisasi Desain Akhir

Proses manufaktur material *polylactic acid* ini menggunakan *3D printing* dengan metode *fused deposition modelling* (FDM), yang mana spesifikasi mesin *3D printer*, parameter manufaktur, dan *coding* proses manufaktur dapat dilihat pada gambar 3.11, 3.12, 3.13, dan 3.14 serta langkah-langkah pengerjaannya juga sudah dijelaskan pada sub-bab 3.1.6. Setelah memasukkan geometri desain pada gambar 4.15 tersebut didapatkanlah realisasi *frame* seperti pada gambar 4.28b di berikut.

Semua bagian *frame* dapat direalisasikan dengan baik mesin *3D printing* yang penulis gunakan, meskipun terdapat beberapa masalah, yaitu:

Terdapat lubang-lubang kecil dibagian sekitar semua lubang pada *frame* (gambar 4.29), hal ini dapat mengakibatkan kegagalan di sekitar lubang. Peristiwa ini mungkin saja terjadi karena ada bagian sisi yang sudah mendingin dan terbentuk sedangkan pada

bagian sisi yang lain belum terbentuk, sehingga adanya ketidakseimbangan yang menyebabkan beberapa bagian tergeser dari tempat yang semestinya. Cacat produk seperti ini biasanya dikarenakan besar temperatur *bed* atau *nozzle* yang kurang sesuai. Seringkali dikarenakan pengaruh temperatur ruangan yang digunakan. Peristiwa ini ditanggulangi dengan memperbesar nilai temperatur *bed* dan atau *nozzle* kemudian mencobanya berulang-ulang hingga didapatkan nilai temperatur yang sesuai. Atau misalkan cacat produk seperti ini sulit ditanggulangi, maka perlu dipasang *ring* pada lubang-lubang baut-mur agar baut tidak langsung bersinggungan dengan *frame* sehingga dapat meminimalisir terjadinya kegagalan.



(a)



(b)

Gambar 4.28 (a) *Existing Frame* (b) *Frame* desain akhir dengan *3D printing*



Gambar 4.29 Terdapat lubang-lubang kecil pada sekitar semua lubang pada *frame*

Tabel 4.5 Tabel perbedaan massa pada *software* dengan pengukuran langsung

Komponen	Massa pada <i>software</i> (gram)	Massa saat ditimbang (gram)
<i>Frame</i> atas	10,21	9,43
<i>Frame</i> bawah	17,89	16,82
Lengan	11,5	11,1

Terjadi perbedaan nilai massa komponen *frame* pada *software modelling* dengan massa setelah *printing* dan ditimbang secara langsung (tabel 4.5). Perbedaan ini bisa saja terjadi karena kesalahan pada *software*, yaitu dimana nilai massa jenis *polylactic acid* yang penulis masukkan yang mana didapat dari katalog massa jenis *polylactic acid* di pasaran tidak sesuai dengan massa jenis *polylactic acid* sebenarnya yang dimanufaktur menggunakan spesifikasi mesin *3D printer* yang penulis gunakan. Selain itu perbedaan nilai juga bisa didapatkan karena adanya cacat produk saat proses manufaktur, seperti adanya penyusutan material *frame* karena pemanasan dan pendinginan yang kurang baik, atau karena adanya lubang-lubang kecil di sekitar lubang *frame* tersebut.

4.5.2 Uji Coba Desain

Setelah desain akhir sudah berhasil direalisasikan, maka selanjutnya adalah melakukan *assembly* semua bagian *frame* dengan komponen-komponen elektronika penyusun *racing quadcopter* seperti pada gambar 4.30. Setelah itu, *racing quadcopter* diuji coba dengan cara diterbangkan sebagaimana menerbangkan *racing quadcopter* dalam perlombaan oleh *racer professional* (4.31).



Gambar 4.30 *Assembly frame* dengan komponen-komponen elektronika



Gambar 4.31 *Racing quadcopter* saat diuji coba *hovering*



Gambar 4.32 Kondisiudukan baut-mur motor setelah diuji coba

Hasil realisasi *frame racing quadcopter* dan komponen-komponen elektroniknya dapat dilakukan *assembly* dengan baik dan mampu diterbangkan sebagaimana mestinya meskipun ada beberapa evaluasi, yaitu:

Terjadi kegagalan pada kedudukan baut-mur motor (gambar 4.32). Kegagalan ini diakibatkan karena geometri pada bagian tersebut terlalu tipis. Sehingga saat *frame* diuji coba dengan beban kejut, bagian tersebut patah karena tegangan geser dari baut-mur. Hal ini dapat ditanggulangi dengan medesain ulang bagian tersebut agar lebih tebal atau memasang ring, agar baut tidak kontak langsung dengan *frame*. Akan tetapi, hal ini tentu saja bisa menambah massa dari lengan *quadcopter*.

4.5.3 Analisis Hasil Akhir

Pada sub-bab ini membahas mengenai bagaimana perbandingan spesifikasi antara *existing frame quadcopter* “*Impulse RC Alien 4 Inch*” dengan desain *frame polylactic acid* terpilih yang dimanufaktur dengan cara *3D printing*. Tabel 4.6 berikut menyajikan bagaimana performa kedua *frame* tersebut dari beberapa spesifikasi.

Tabel 4.6 Tabel perbandingan spesifikasi *frame PLA* dengan *existing frame*

No	Spesifikasi	<i>Existing Frame</i>	<i>Frame PLA</i>	Keterangan
1	Material	Karbon Fiber	<i>Polylactic Acid</i>	
2	Proses Manufaktur	<i>Cutting</i>	<i>3D Printing</i>	
3	Total Volume (cm ³)	39,02	58,82	
4	Ketebalan (mm)	<i>Frame atas = 1,5 Frame bawah = 1,5 Lengan = 2,5</i>	<i>Frame atas = 3 Frame bawah = 3 Lengan = 5</i>	
5	Getaran	Getaran relatif kecil	Adanya getaran berlebih	Getaran berlebih pada <i>frame PLA</i> dikarenakan adanya bagian yang patah pada dudukan baut-mur motor karena terlalu tipis
6	Massa (gram)	74,14	70,65	Semakin ringan massa <i>frame</i> , semakin baik
7	Harga (Rp)	470.000 (Bukalapak.com)	175.000 (Abah Printing, Gebang)	
8	Luas Proyeksi (cm ²)	50,71	29,09	Luas proyeksi adalah luasan yang menabrak angin. Semakin besar luas proyeksi, gesekan udara semakin besar.

BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Sehingga pada penelitian tugas akhir ini didapatkan kesimpulan sebagai berikut:

1. Analisis Simulasi pada *existing frame* karbon fiber, yaitu *frame* dari “*Impluse RC Alien 4 Inch*” *racing quadcopter* menghasilkan deformasi total maksimum *standar frame*, yaitu 0,14678 mm dengan massa total 74,13 gram (massa target optimasi).
2. Simulasi pada *frame* material *polylactic acid* dengan ukuran yang sama dengan *existing frame* karbon fiber menghasilkan deformasi total maksimum yang tidak memenuhi deformasi total maksimum standar. Deformasi total maksimum standar baru terpenuhi apabila ketebalan *frame* diperbesar dua kali ($K=2$). Akan tetapi hal ini mengakibatkan massa total *frame* lebih berat dari massa target.
3. Analisis simulasi pada *frame polylactic acid* dengan faktor penambahan ketebalan, $K=2$ setelah dilakukan optimasi topologi dan redesain dengan variasi massa *retain* 80%, 70%, 60%, dan 50% menghasilkan massa berturut-turut 87,88, 82,27, 74,11, 67,85 gram dengan deformasi total maksimum berturut-turut 0,13318, 0,14106, 0,1463, 0,20839 mm sehingga desain yang memenuhi deformasi total maksimum dan massa target adalah hasil redesain dari massa *retain* 60%.
4. Desain akhir *frame* terpilih dapat dimanufaktur dengan cara *3D printing* dengan mesin *3D printer* yang digunakan meskipun ada beberapa masalah seperti terdapat lubang-lubang kecil di sekitar lubang *frame*, terjadi perbedaan massa setelah ditimbang. *Frame* juga berhasil diterbangkan meskipun *frame* masih kurang kaku, dan ada bagian yang

patah pada kedudukan baut-mur motor karena geometri yang terlalu tipis.

5.2 Saran

Bagi yang berminat untuk mengembangkan penelitian ini lebih lanjut, berikut beberapa saran dari penulis untuk penelitian selanjutnya:

1. Sebaiknya dipasang *ring* pada bagian lubang baut-mur *frame* karena material *polylactic acid* tidak cukup keras untuk bergesekan dengan logam baut-mur.
2. Perlu adanya uji coba terus menerus untuk mendapatkan standar temperatur *bed* dan *nozzle* pada *3D printer* yang baik untuk material *polylactic acid* dengan temperatur ruangan di Laboratorium Mekanika Benda Padat
3. Lakukan uji *tensile* pada spesimen *polylactic acid* yang dimanufaktur dengan mesin *3D printer* tersebut agar nilai sifat-sifat mekanik material yang dimasukkan dalam proses simulai lebih akurat.
4. Penelitian berikutnya lebih baik meneliti untuk *quadcopter* dengan bentuk *frame* “+” dan ukuran yang lebih besar, karena aplikasi pada *quadcopter* jenis tersebut lebih luas dan banyak digunakan.

DAFTAR PUSTAKA

Akhsat S., Aseem H., Shan T., Tasdeeq S. *Design, Fabrication and Modification of Small VTOL UAV*. Noida: Amity University. no. 07, pp. 11-15.

Cesar A. D. 2008. *Design Optimization of a Quad-Rotor Capable of Autonomous Flight*, p. 83.

Deutschman A. D., Walter J. M., Charles E. W. 1975. *Machine Design*, United States of America: Macmillan Publishing Co. Inc. vol 2, pp. 105-179.

Diwakar G., Ratukam R. 2014. *Design of A Quad Copter and Fabrication*. Vijayawada: Prasad V Potluri Siddharta Institute of Technology. vol. 4, no. 1, pp. 59–65.

EPMA. 2013. *Introduction to Additive Manufacturing Technology*. Epma. p. 42.

Garlotta D. 2002. *A Literature Review of Poly (Lactic Acid)*, United State of America: Plenum Publishing Corporation. vol. 9, no. 2, pp. 63–64.

Hibbeler R. C. 2011. *Mechanics of Materials*, United State of America: Pearson Prentice Hall, , vol. 8, pp. 22-50.

Hutton D. 2005. *Fundamentals of Finite Element Analysis*. United State of America: The McGraw-Hill Co. pp. 1–15.

Hystad A. V. 2015. *Model, Design, and Control of a Quadcopter*. Norway: Norwergian University of Science and Technology. no. 05.

Lukmana M. A., Nurhadi H. 2012. *Rancang Bangun Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember. pp. 1–5.

Phang S. K., Li K., Yu K. H., Chen B. M., Lee T. H. 2014. *Systematic Design and Implementation of a Micro Unmanned Quadrotor System*, Singapore: National University of Singapore. vol. 02, no. 02, pp. 121–141.

Pounds P., Mahony R. 2009. *Design principles of large quadrotors for practical applications*, Japan: *Proc. - IEEE Int. Conf. Robot. Autom.* pp. 3265–3270.

Shah K. N., Dutt B. J., Modh H. 2014, *Quadrotor - An Unmanned Aerial Vehicle*, Gujarat: A D Patel Institute of Technology. vol. 2, no. 1, pp. 1299–1303.

Singh P. (2015). *Development of Unmanned Aerial Vehicle (Quadcopter) With Real-Time Object Tracking*. Gujarat: A D Patel Institute of Technology

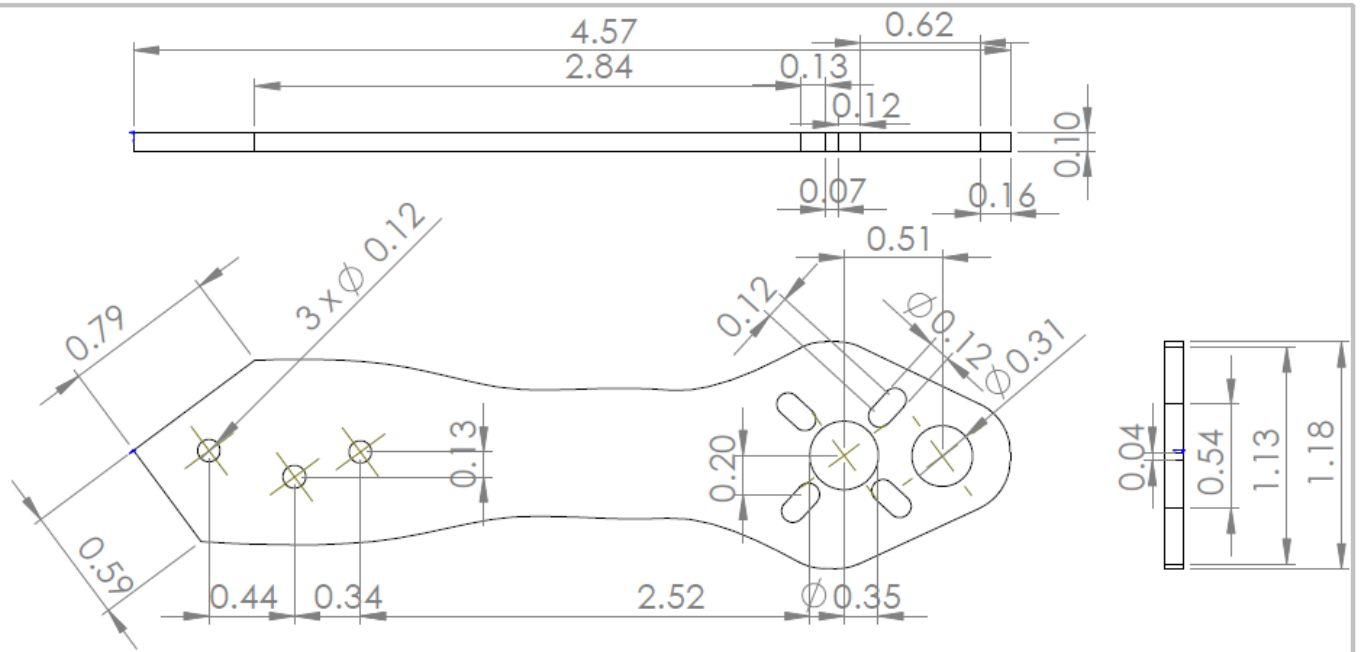
Suwardi M. A., Wikarta A. 2017. *Optimasi Topologi pada Overhead Crane Box Girder Kapasitas 5TX23M dengan Menggunakan Software Elemen Hingga*. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember. pp. 1–7.

Weck O. D. 2004. *Design Optimization - Structural Design Optimization*. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology.

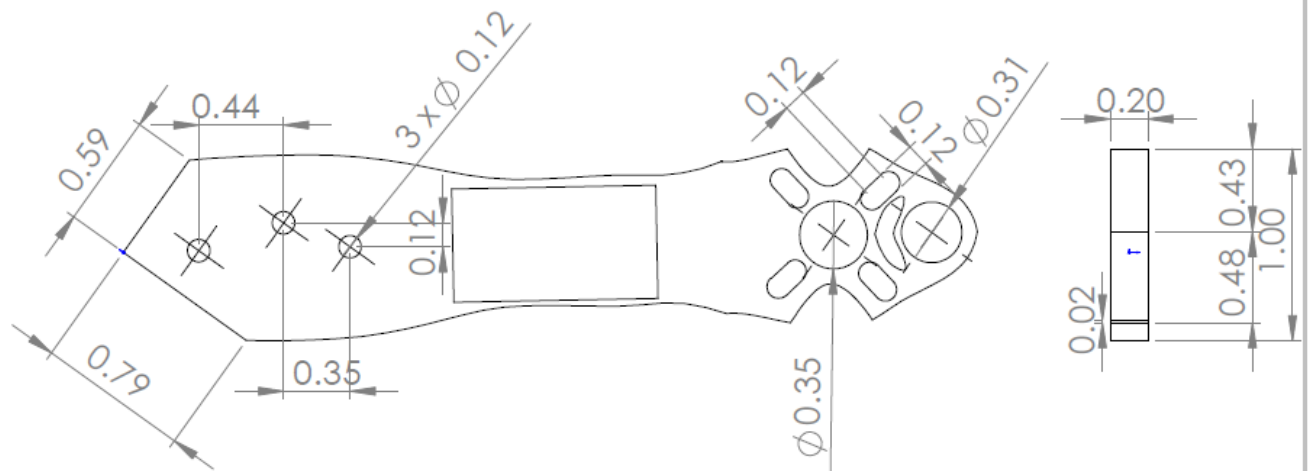
<URL:<https://www.diydrones.com/>> (diakses 7 Maret 2018)

<URL:<https://www.impulserc.com/>> (diakses 7 Maret 2018)

<URL:<https://www.makeitfrom.com/>> (diakses 10 Maret 2018)



LENGAN EXISTING KARBON FIBER



LENGAN DESAIN AKHIR

UNIT : INCH

FINISH:

DEBUR AND
BREAK SHARP
EDGES

DRAWN
CHK'D
APPV'D
MFG
Q.A

NAME

SIGNATURE

DATE

TITLE:

Lengan Frame Existing dan
Desain Akhir

DWG NO.

2

A4

MATERIAL:

Existing Frame = Karbon Fiber
Desain Akhir = PLA

WEIGHT:

SCALE = 1:1

SHEET 2 OF 3

BIODATA PENULIS



Imang Eko Saputro, lahir di Banyuwangi pada 16 Juni 1995. Penulis memulai jenjang pendidikan di SDN 1 Cluring Banyuwangi, SMPN 1 Genteng Banyuwangi, SMAN Sragen BBS hingga lulus SMA pada tahun 2014 dan dilanjutkan dengan menempuh pendidikan di bidang studi Teknik Mesin, Departemen Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya. Pada tahun 2017, penulis melaksanakan Kerja Praktek di PT Semen Gresik Pabrik Tuban, Tuban, selama satu bulan. Penulis memiliki pengalaman aktif di Klub Jurnalistik DIMENSI sebagai Pimpinan Redaksi dan juga LDJ Ash-Shaff sebagai Kepala Departemen Media dan Komunikasi. Penulis dapat dihubungi melalui surat elektronik pada alamat imangekos@gmail.com.